МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНА АКАДЕМІЯ НАУК УКРАЇНИ
МІНІСТЕРСТВО ПРОМИСЛОВОЇ ПОЛІТИКИ УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНЕ КОСМІЧНЕ АГЕНТСТВО УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
АНТК ім. О.К. АНТОНОВА

МАТЕРІАЛИ

IX Міжнародної науково-технічної конференції

“АВІА-2009”

21-23 вересня

ТОМ II

Київ 2009

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНА АКАДЕМІЯ НАУК УКРАЇНИ
МІНІСТЕРСТВО ПРОМИСЛОВОЇ ПОЛІТИКИ УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНЕ КОСМІЧНЕ АГЕНТСТВО УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
АНТК ім. О.К. АНТОНОВА

МАТЕРІАЛИ IX МІЖНАРОДНОЇ НАУКОВО-ТЕХНІЧНОЇ КОНФЕРЕНЦІЇ „АВІА-2009”

21-23 вересня

Том 2

Київ 2009

УДК 629.735.01/02(045)

Том 2: Матеріали IX міжнародної науково-технічної конференції „АВІА-2009”. –Т.2. –К.:НАУ, 2009.

РОБОЧИЙ ОРГКОМІТЕТ

Голова оргкомітету **Кулик М.С.**	Ректор Національного авіаційного університету
Заступник голови **Харченко В.П.**	Проректор університету з наукової роботи
Члени оргкомітету:	
Васильєв В.М.	Директор Інституту аеронавігації
Гудманян А.Г.	Директор Гуманітарного інституту
Дьомін О.О.	Директор Інституту міжнародних відносин
Жуков І.А.	Директор Інституту комп’ютерних технологій
Запорожець О.І.	Директор Інституту міського господарства
Матвєєв В.В.	Директор Інституту економіки та менеджменту
Свірко В.О.	Директор Українського НДІ дизайну та ергономіки
Синєглазов В.М.	Директор Інституту електроніки та систем управління
Суслова Г.А.	Заступник директора інституту ІСАО
Фузік М.І.	Директор НДІ Інтегрованих телекомунікаційних технологій
Філоненко С.Ф.	Директор Інституту інформаційно-діагностичних систем
Шмаров В.М.	Директор Аерокосмічного інституту
Шинкарук В.Д.	Директор Інституту повітряного і космічного права та масових комунікацій
Секретаріат конференції	
Голова секретаріату	
Зайцев Ю.В.	Начальник відділу НТІ
Члени секретаріату:	
Газдюк Р.В.	Співробітник відділу НТІ
Шепель О.Ю.	Співробітник відділу НТІ
Рибалко О.Л.	Співробітник відділу НТІ
Ільченко В.М.	Помічник проректора з наукової роботи
Корбут Л.А.	Начальник відділу науково-методичного забезпечення діяльності

За науковий зміст викладеного матеріалу відповідають автори.

ПЕРЕЛІК І ЗМІСТ ТОМІВ

ТОМ І

Секція 1. Вимірювання, контроль, діагностика

Секція 2. Інформаційна безпека

Секція 3. Спеціалізовані комп'ютерні системи та CALS-технології

Секція 4. Математичне моделювання та чисельні методи

Секція 5. Комп'ютерні технології

Секція 6. Аеронавігація

Секція 7. Аерокосмічні системи моніторингу та управління

ТОМ ІІ

Секція 8. Автоматизовані системи управління технологічними процесами

Секція 9. Керування складними системами

Секція 10. Моделювання в електротехніці, електроніці та світлотехніці

Секція 11. Електродинамічні та електронні системи

Секція 12. Радіоелектронні комплекси та авіоніка

Секція 13. Енергетичні установки

Секція 14. Новітні триботехнології

Секція 15. Безпека польотів

Секція 16. Автоматизація та енергозбереження на транспорті

Секція 17. Конструювання, технічне обслуговування
та діагностика авіаційної техніки

ТОМ ІІІ

Секція 18. Хімічна технологія, хіммотологія та інженерія

Секція 19. Міське, промислове, цивільне та транспортне будівництво

Секція 20. Технічна естетика, архітектура та дизайн

Секція 21. Екологічна та техногенна безпека

Секція 23. Економічні та управлінські бізнес-процеси розвитку авіаційних підприємств

Секція 24. Психологічний супровід в авіації

Секція 25. Авіаційна англійська мова та безпека польотів

Секція 26. Проблеми організаційно-правового забезпечення державного регулювання в сфері цивільної авіації

Секція 27. Проблеми міжнародного космічного права, пов'язані з комерціалізацією космічної діяльності

Секція 28. Міжнародні відносини у контексті трансформації світової безпеки: існуючі проблеми і нові виклики

ЗМІСТ

Секція 8. Автоматизовані системи управління технологічними процесами

A. Ablesimov 8.1
TECHNIQUE OF DEFINITION OF THE INITIAL NAVIGATING INFORMATION IN SPECIAL CONDITIONS

С.И. Ильницкая, В.М. Синеглазов 8.5
РЕАЛИЗАЦИЯ ПОДСИСТЕМЫ ВЫВОДА ИНФОРМАЦИИ ГЕОИНФОРМАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ БИБЛИОТЕКИ SHAPELIB

К.М. Сидоренко 8.9
МОЖЛИВОСТІ ВИКОРИСТАННЯ СЛАБКИХ ПОВІТРЯНИХ ПОТОКІВ ДЛЯ ВИДОБУТКУ ЕНЕРГІЇ

В.И. Кашматов 8.13
ЛИНЕЙНАЯ МОДЕЛЬ ПРОИЗВОЛЬНЫХ ДВИЖЕНИЙ РУКИ ЧЕЛОВЕКА-ОПЕРАТОРА С РУКОЯТКОЙ, МОДЕЛИРУЮЩЕЙ ДИНАМИКУ ДИСТАНЦИОННО УПРАВЛЯЕМОГО ОБЪЕКТА

М.К. Філяшкін 8.19
АЛГОРИТМИ ПРОГНОЗУВАННЯ РОЗВИТКУ ПОХИБОК БІНС В ІНЕРЦІАЛЬНО-СУПУТНИКОВИХ СИСТЕМАХ НАВІГАЦІЇ

М.П. Мухіна 8.25
АЛГОРИТМ ОДНОЧАСНОГО ПОЗИЦІОНУВАННЯ ТА КАРТОГРАФУВАННЯ (SLAM) НА ОСНОВІ ВІЗУАЛЬНОЇ ТА ДАЛЕКОМІРНОЇ ІНФОРМАЦІЇ

О.Г. Ситник, О.С. Юрченко 8.30
КРИТЕРІЇ ОЦІНКИ ЯКОСТІ ТЕХНІЧНОЇ ДОКУМЕНТАЦІЇ ДЛЯ ПРОЕКТУВАННЯ І ВИРОБНИЦТВА АВІОНІКИ В ЦИВІЛЬНІЙ АВІАЦІЇ

В.М. Синєглазов, О.І. Варченко, О.П. Барановська 8.36
ПОБУДОВА АВТОМАТИЗОВАНОЇ СИСТЕМИ УПРАВЛІННЯ ЕНЕРГЕТИЧНОЮ ІНФРАСТРУКТУРОЮ АЕРОПОРТУ

О.В. Мельников 8.40
АДАПТИВНАЯ БОРТОВАЯ СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

И.Ю. Сергеев 8.44
ПОТЕНЦИРУЮЩИЙ ЦАП АВТОМАТИЗИРОВАННОЙ ИЗМЕРИТЕЛЬНОЙ СИСТЕМЫ

Н.Ф. Тупицин 8.47
АЛГОРИТМ ПОВЫШЕНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ СИСТЕМЫ TCAS

М.П. Мар'ясов, Т.І. Мар'ясова, В.М. Синєглазов 8.51
ВИКОРИСТАННЯ ОПТИЧНИХ МЕТОДІВ ДЛЯ НЕРУЙНІВНОГО КОНТРОЛЮ ЦИЛІНДРИЧНИХ ДЕТАЛЕЙ

В.М. Синеглазов, С.П. Борсук 8.55
РЕФОРМИРОВАНИЕ УЧЕБНЫХ МАТЕРИАЛОВ В АВТОМАТИЗИРОВАННОЙ СИСТЕМЕ ОБУЧЕНИЯ

А. П. Козлов 8.59
УСТРОЙСТВО ПРИЕМА СЕЙСМОСИГНАЛОВ

В.М. Білий 8.65
АВТОМАТИЗАЦІЯ ПРИЙМАЛЬНО-ЗДАВАЛЬНИХ ВИПРОБУВАНЬ (ПЗВ) СИСТЕМ РЕЛЕЙНОГО ЗАХИСТУ

В.П. Подольський 8.69
СТЕНДОВІ ВИПРОБОВУВАННЯ АВІАЦІЙНИХ КОНСТРУКЦІЙ

О.В. Осадчий, В.М. Білий, В.П. Подольський 8.74
АВТОМАТИЗОВАНА СИСТЕМА КОНТРОЛЮ ЯКОСТІ ЕЛЕКТРОЕНЕРГІЇ

Я.В. Кондрашов, Т.С. Фиалкина 8.79
ПРИМЕНЕНИЕ ЭЛЕМЕНТОВ МОБИЛЬНОЙ МНОГОПОЗИЦИОННОЙ РАДИОДАЛЬНОМЕРНОЙ СИСТЕМЫ ПОСАДКИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ В РАСШИРЕННЫХ ОБЪЕМАХ АЭРОНАВИГАЦИОННОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ

Секція 9. Керування складними системами

V. Apostolyuk 9.1
CORIOLIS VIBRATORY GYROSCOPES IN CONTROL SYSTEMS

О.О. Абрамович, С.О. Булавкіна, О.І. Надсадна 9.5
ДОСЛІДЖЕННЯ РОБАСТНОЇ СТІЙКОСТІ АЕРОСТАТИЧНОЇ ПЛАТФОРМИ

О.В. Литвинова 9.9
ЗАДАЧА СИНТЕЗА ОПТИМАЛЬНОЙ СТРУКТУРЫ ФИЛЬТРА-НАБЛЮДАТЕЛЯ СУЩЕСТВУЮЩЕЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ

М.П. Дивнич, О.М. Тимченко 9.13
ВИМІРЮВАННЯ ДВОХ СКЛАДОВИХ ВЕКТОРА ШВИДКОСТІ АЄРОГІДРОДІНАМІЧНИХ ПОТОКІВ ЗА ДОПОМОГОЮ ЛАЗЕРНОГО ДОППЛЕРІВСЬКОГО МЕТОДА

Ю.Н. Безкоровайный, М.В. Диркач 9.17
АЛГОРИТМ СТРУКТУРНОЙ ИДЕНТИФИКАЦИИ МОДЕЛЕЙ ДИНАМИКИ МНОГОМЕРНОГО ОБЪЕКТА ПОД ДЕЙСТВИЕМ КОНТРОЛИРУЕМЫХ И НЕКОНТРОЛИРУЕМЫХ ВОЗМУЩЕНИЙ

О.А. Сущенко, Д.О. Луцко 9.21
ОСОБЛИВОСТІ ПАРАМЕТРИЧНОЇ ОПТИМІЗАЦІЇ БАГАТОРЕЖИМНОЇ ПЛАТФОРМНОЇ СИСТЕМИ СТАБІЛІЗАЦІЇ ТА ВИЗНАЧЕННЯ КУРСУ

П.П. Троянов, Д.В. Замковий 9.25
МЕТОДИКА ВИЗНАЧЕННЯ ДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ОПЕРАТОРА ЗА НАЯВНОСТІ СТОХАСТИЧНИХ ЗБУРЕНЬ РОБОЧОГО МІСЦЯ, БЛИЗЬКИХ ДО НАТУРНИХ

Ya.V. Kondrashov, A.K. Arutyunyan, I.O. Kravchyshyn 9.29
THE METHOD OF PREDICTION OF UNMANNED AERIAL VEHICLE MOTION PARAMETERS

А.А. Тунік, К.В. Мельник 9.33
СТРУКТУРНО-ПАРАМЕТРИЧНИЙ СИНТЕЗ РОБАСТНОЇ СИСТЕМИ КЕРУВАННЯ ПОЛЬОТОМ ЗА СТРУКТУРОВАНОЇ ТА НЕСТРУКТУРОВАНОЇ НЕВИЗНАЧЕНОСТІ

О.В. Єрмолаєва 9.39
МЕТОДИКА ОБРОБКИ СТОХАСТИЧНОЇ ІНФОРМАЦІЇ У ПРОЦЕСІ МОДЕРНІЗАЦІЇ БАГАТОВИМІРНОГО СТЕНДА-ІМІТАТОРА РУХІВ

А.М. Кліпа 9.43
АВТОМАТИЗОВАНА ОБРОБКА ІНФОРМАЦІЇ В ЗАДАЧАХ ПАРАМЕТРИЧНОЇ ІДЕНТИФІКАЦІЇ МОДЕЛЕЙ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ В УМОВАХ ІНТЕНСИВНИХ ШУМІВ ВИМІРЮВАНЬ ТА ЗМІЩЕНЬ ДАТЧИКІВ

О.М. Юрченко 9.47
МЕТОДИКА ОБРОБКИ СТОХАСТИЧНОЇ ІНФОРМАЦІЇ З ГІРОВЕРТИКАЛІ ЗА ДАНИМИ ЇЇ НАПІВНАТУРНИХ ІСПИТІВ

В.Н. Азарсков, Л.Н. Блохин 9.51
ПРОБЛЕМА ОБЕСПЕЧЕНИЯ КОНКУРЕНТОСПОСОБНОСТИ БОРТОВЫХ УПРАВЛЯЮЩИХ КОМПЛЕКСОВ ПОДВИЖНЫХ ОБЪЕКТОВ

M.A. Touat, A.A. Tunik 9.54
DESIGN OF UAV ROBUST AUTOPILOT BASED ON ADAPTIVE NEURO-FUZZY INFERENCE SYSTEM

Секція 10. Моделювання в електротехніці, електроніці та світлотехніці

В.М. Синєглазов, О.А. Зеленков, П.С. Соченко 10.1
ЕФЕКТИВНІСТЬ СУМІСНОГО ВИКОРИСТАННЯ ЕНЕРГІЇ МАЛОПОТУЖНИХ ВІТРІВ ТА СОНЯЧНОГО ВИПРОМІНЮВАННЯ

В.В. Васильев, Л.А. Симак 10.7
АППРОКСИМАТОРЫ ДИФФЕР-ИНТЕГРАЛЬНЫХ ОПЕРАТОРОВ НЕЦЕЛЫХ ПОРЯДКОВ НА ОСНОВЕ НЕОДНОРОДНЫХ ДЛИННЫХ ЛИНИЙ

Ю.А. Егоршин 10.11
ПРИМЕНЕНИЕ НУЛЛОРНЫХ МОДЕЛЕЙ В ЗАДАЧАХ АНАЛИЗА ЭЛЕКТРОННЫХ ЦЕПЕЙ

С.С. Дев'яткіна, С.Г. Ванецян 10.14
ВДОСКОНАЛЕННЯ СИСТЕМИ ЕЛЕКТРОПОСТАЧАННЯ АЕРОДРОМНИХ ВОГНІВ ЗЛІТНО-ПОСАДКОВОЇ СМУГИ В СВІТЛОСИГНАЛЬНИХ СИСТЕМАХ АЕРОДРОМУ І-ІІІ КАТЕГОРІЙ
В.С. Мартинюк 10.18
ДОСЛІДЖЕННЯ ПЕРЕХІДНИХ ПРОЦЕСІВ В КАСКАДНОМУ ЕЛЕКТРОАГРЕГАТІ, ВБУДОВАНОМУ В АВІАДВИГУН
В.В. Васильев, Е.В. Киркач 10.23
АНАЛИЗ ПЕРЕХОДНЫХ ПРОЦЕССОВ В ЛИНЕЙНЫХ ДИНАМИЧЕСКИХ СИСТЕМАХ ОПЕРАЦИОННЫМИ МЕТОДАМИ НА ОСНОВЕ ДТ-ПРЕОБРАЗОВАНИЙ И ПОЛИНОМИАЛЬНОЙ АППРОКСИМАЦИИ
В.О. Німий, Н.Г. Пряхіна, О.В. Ткаліч, О.П. Ткаліч 10.27
ОСНОВНІ ВАРІАНТИ СЦЕНАРІЇВ ОБСЛУГОВУВАННЯ ВИКЛИКІВ В СТАНДАРТІ GSM
П.В. Попов, Ю.М. Квач 10.33
МЕТОДИКА ВИЗНАЧЕННЯ НОРМАТИВНИХ ПОКАЗНИКІВ БЕЗПЕКИ ПОЛЬОТІВ ДЛЯ ФУНКЦІОНАЛЬНИХ ГРУП АЕРОДРОМНИХ ВОГНІВ
А.П. Колотюк, В.О. Шевченко 10.37
МОДЕЛЮВАННЯ СВІТЛОВИХ ПРИЛАДІВ НА ОСНОВІ СВІТЛОДІОДІВ ДЛЯ ВУЛИЧНОГО ОСВІТЛЕННЯ
В.О. Повстень, К.К. Дзюба 10.43
ПОКРАЩЕННЯ УМОВ ПУСКУ СИЛОВИХ АВІАЦІЙНИХ АСИНХРОННИХ ЕЛЕКТРОПРИВОДІВ
В.О. Повстень, Т.І. Дмитруха 10.46
ПІДВИЩЕННЯ ЕКСПЛУАТАЦІЙНОЇ ЕФЕКТИВНОСТІ І ЕКОЛОГІЧНОСТІ СВІТЛОТЕХНІЧНИХ СИСТЕМ У РАЗІ РОБОТИ З ПАУЗАМИ РОБОЧОГО СТРУМУ
Ю.Т. Герасименко, П.П. Когут, В.И. Степура, В.А. Шевченко 10.50
ОЦЕНКА КАЧЕСТВА ВОДЯНЫХ ЗНАКОВ ЦЕННЫХ БУМАГ
А.А. Зеленков, А.П. Голик 10.54
ПРОБЛЕМЫ ОЦЕНКИ НАДЕЖНОСТИ ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ОТКАЗОУСТОЙЧИВЫХ СИСТЕМ АВИОНИКИ
Т.І. Яреміч 10.58
ОСОБЛИВОСТІ ЛАБОРАТОРНОГО КОМПЛЕКСУ ДЛЯ ВИВЧЕННЯ ДИСЦИПЛІНИ «СВІТЛОТЕХНІЧНІ УСТАНОВКИ ТА СИСТЕМИ»
Н.А. Миронов 10.62
МОДИФИКАЦИЯ ПРЕОБРАЗОВАНИЯ ФУРЬЕ
Д.А. Костюченко 10.66
ПРОБЛЕМИ ВПРОВАДЖЕННЯ КОМП'ЮТЕРНИХ МОДЕЛЮЮЧИХ ПРОГРАМ В НАВЧАЛЬНИЙ ПРОЦЕС

Секція 11. Електродинамічні та електронні системи

Л.Я. Ільницький, І.І. Михальчук 11.1
СПІРАЛЬНІ АНТЕНИ ІЗ СТОЯЧОЮ ХВИЛЕЮ СТРУМУ
Д.П. Бондаренко, Л.В. Сібрук 11.6
РОЗРОБКА ОСНОВ ПОБУДОВИ МАТЕМАТИЧНОЇ МОДЕЛІ ДЛЯ ВИБОРУ ТЕЛЕКОМУНІКАЦІЙНИХ ЗАСОБІВ ДЛЯ НАДАННЯ НОМЕНКЛАТУРИ ПОСЛУГ НАСЕЛЕННЮ
Д.Л. Сібрук 11.10
ВИМІРЮВАННЯ ЗАЙМАНОЇ ШИРИНИ СМУГИ РАДІОВИПРОМІНЮВАННЯ ЗА $\beta/2$ - МЕТОДОМ
Л.Я. Ільницький, О.А. Щербина 11.14
ПОХИБКИ КАЛІБРУВАННЯ ВИМІРЮВАЧІВ НАПРУЖЕНОСТІ ЕЛЕКТРОМАГНІТНОГО ПОЛЯ МЕТОДОМ СТАНДАРТНОГО ПОЛЯ
В.О. Іванов, В.В. Соколов 11.18
ЧАСТОТНО-ПРОСТОРОВЕ ПОДАННЯ МАТЕМАТИЧНИХ МОДЕЛЕЙ ЕНЕРГЕТИЧНИХ ВТРАТ ПРИ ПОШИРЕННІ РАДІОХВИЛЬ
С. В. Окоча 11.22
РОЗРОБКА ВОЛОКОННО-ОПТИЧНОГО ДАТЧИКА ДЛЯ ІДЕНТИФІКАЦІЇ ТИПУ РІДИНИ

Ф.Й. Яновський 11.27
НАДШИРОКОСМУГОВІ СИГНАЛИ В ЗАДАЧАХ ПІДПОВЕРХНЕВОГО ЗОНДУВАННЯ
Ф.Й. Яновський 11.31
ДОППЛЕРІВСЬКО-ПОЛЯРИМЕТРИЧНІ СИСТЕМИ ДИСТАНЦІЙНОГО ЗОНДУВАННЯ АТМОСФЕРИ НАСТУПНОГО ПОКОЛІННЯ
А.Я. Белецкий 11.35
СИММЕТРИЧНЫЙ БЛОЧНЫЙ *RSB* КРИПТОАЛГОРИТМ
А.Я. Белецкий 11.39
ПОТОЧНЫЙ *SPB* КРИПТОАЛГОРИТМ
А.А. Белецкий 11.41
ГИБКОЕ УПРАВЛЕНИЕ БАЗОВЫМИ РАУНДОВЫМИ КЛЮЧАМИ В СИММЕТРИЧНОМ БЛОЧНОМ *RSB* КРИПТОАЛГОРИТМЕ
Е.А. Белецкий 11.45
ОБОБЩЕННЫЕ ПРЕОБРАЗОВАНИЯ ГРЕЯ И СИСТЕМЫ ФУНКЦИЙ УОЛША
С.В. Полєтаєв 11.49
ОПТИМІЗАЦІЯ ТРАФІКУ ПРИ ПЕРЕДАЧІ СИГНАЛІВ У КОМП'ЮТЕРНИХ МЕРЕЖАХ ЕЛЕКТРОННИХ КОМПЛЕКСІВ
Е.Г. Азнакаєв, Д.Є. Мельніков 11.53
УПРАВЛІННЯ ПАРАМЕТРАМИ КАРДІОМІОЦИТІВ В МОДЕЛІ СЕРЦЕВОГО М'ЯЗА
І.Ф. Бойко 11.56
СТОХАСТИЧНІ ОРТОГОНАЛЬНІ РОЗКЛАДЕННЯ ВИПАДКОВИХ СИГНАЛІВ ТА ПОЛІВ
А.П. Корчинский 11.60
СБИС ПРОГРАММИРУЕМОЙ ЛОГИКИ ТИПА «СИСТЕМА НА КРИСТАЛЛЕ»
О.В. Вишнівський 11.64
МЕТОД ТА РЕЗУЛЬТАТИ РОЗРАХУНКУ КОЕФІЦІЄНТА ВЗАЄМОВПЛИВУ ПАРИ ЧВЕРТЬХВИЛЬОВИХ ШТИРЬОВИХ АНТЕН, РОЗМІЩЕНИХ НА ЛІТАКУ ТИПУ АН-148, НА ЧАСТОТІ 120 МГЦ
А.С. Мирошниченко 11.68
МЕТОД УЛУЧШЕНИЯ ПОРОГОВЫХ АЛГОРИТМОВ ДИАГНОСТИКИ ЦИФРОВЫХ ТЕЛЕВИЗИОННЫХ МАММОГРАФИЧЕСКИХ ИЗОБРАЖЕНИЙ
Е.С. Иваницкий 11.72
МАССОПЕРЕНОС В МЕМБРАНАХ БИОЛОГИЧЕСКИХ СИСТЕМ
О.І. Осмоловський 11.76
АДАПТИВНІ МЕТОДИ ЗБЕРЕЖЕННЯ ЦИФРОВОЇ ГРАФІЧНОЇ ІНФОРМАЦІЇ
О.М. Ключко 11.80
ЗАСТОСУВАННЯ БАЗ ДАНИХ ЗОБРАЖЕНЬ В НЕЙРОФІЗІОЛОГІЧНИХ
Е.Г. Азнакаєв, Д.Е. Азнакаєва 11.82
ГРАФІЧНЕ ВИЗНАЧЕННЯ ОПЕРАЦІЙ ДИФЕРЕНЦІЮВАННЯ ТА ІНТЕГРУВАННЯ ДРОБОВОГО ПОРЯДКУ
В.О. Касьянов, М.О. Шутко, В.М. Шутко, А.П. Нікітін, І.Б. Ніколенко 11.85
СТИСНЕННЯ ЦИФРОВИХ КОЛЬОРОВИХ ЗОБРАЖЕНЬ НА ОСНОВІ СПЛАЙН-АПРОКСИМАЦІЇ З «НАВ'ЯЗАНИМИ» ЗВ'ЯЗКАМИ МІЖ ЯСКРАВІСНОЮ І РІЗНІСНОЮ КОМПОНЕНТАМИ
Б.Е. Пьяных 11.88
ПРИМЕНЕНИЕ Ф-ФУНКЦИЙ ДЛЯ АНАЛИЗА КЛЮЧЕВЫХ СХЕМ

Секція 12. Радіоелектронні комплекси та авіоніка

М.Ю. Заліський, О.В. Зуєв, О.В. Соломенцев 12.1
ПОКАЗНИК ЯКОСТІ ФУНКЦІОНУВАННЯ СИСТЕМ ЕКСПЛУАТАЦІЇ РАДІОЕЛЕКТРОННОГО ОБЛАДНАННЯ
Ю.В. Грищенко 12.5
НОВІ ПІДХОДИ В АНАЛІЗІ КОРЕЛЯЦІЙНИХ ФУНКЦІЙ ДО ОЦІНКІ ДІЙ ЕКІПАЖУ В СКЛАДНИХ УМОВАХ ПОЛЬОТУ

В.И. Кондрашов, А.А. Осипчук 12.9
СИГНАЛЫ И ПОМЕХИ В БОРТОВЫХ НАВИГАЦИОННО-ПОСАДОЧНЫХ РАДИОПРИЕМНЫХ УСТРОЙСТВАХ
В.Д. Гуленко 12.13
НОВЫЕ ПОДХОДЫ К ОЦЕНКЕ СИГНАЛИЗАЦИИ БОЛЬШИХ УГЛОВ КРЕНА НА ВОЗДУШНЫХ СУДАХ РАЗЛИЧНЫХ ПОКОЛЕНИЙ
І.Г. Прокопенко, І.П. Омельчук 12.17
РОБАСТНИЙ АЛГОРИТМ ОЦІНКИ ЧАСТОТИ ГАРМОНІЧНОГО СИГНАЛУ
Л.Т. Перевезенцев 12.20
ОПТИМИЗАЦИЯ ПАРАМЕТРОВ РАДИОЛОКАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ СЕЛЕКЦИИ ДВИЖУЩИХСЯ ЦЕЛЕЙ
О.О. Семенов 12.24
АДАПТИВНИЙ ВИЯВЛЮВЯЧ СИГНАЛІВ ІЗ СУМІШІ З КОРЕЛЬОВАНОЮ ЗАВАДОЮ
М.Є. Подгорна, І.Г. Прокопенко 12.28
КРИТЕРІЙ ОЦІНЮВАННЯ ВІДПОВІДНОСТІ ЗАКОНІВ РОЗПОДІЛІВ ГЕНЕРАТОРІВ ШУМІВ
Л.М. Ситнянських, О.Г. Ситник 12.31
МОДЕЛЬ ПРОЦЕСА КОЛІРНОГО СПРИЙНЯТТЯ ЗОБРАЖЕНЬ З УРАХУВАННЯМ ІНЖЕНЕРНО-ПСИХОЛОГІЧНИХ ФАКТОРІВ ВПЛИВУ
И.К. Малецкий, Е.А. Каминский, Д.М. Захаров, А.Н. Левчук 12.35
КОМПЬЮТЕРНОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ СЛОЖНЫХ СИГНАЛОВ АВИАЦИОННОЙ РАДИОЭЛЕКТРОННОЙ СИСТЕМЫ СВЯЗИ
С.В. Мігель, І.Г. Прокопенко 12.39
КОМПЮТЕРНА ПРОГРАМА ДЛЯ ДОСЛІДЖЕННЯ АЛГОРИТМІВ ОБРОБКИ СИГНАЛІВ РЛС
А.А. Мусиенко, В.В. Нимыч 12.42
РЕЗУЛЬТАТИВНОСТЬ СИСТЕМЫ ЭКСПЛУАТАЦИИ ТЕХНИЧЕСКИХ КОМПЛЕКСОВ В АВИАЦИИ
Г.Е. Соколов 12.46
СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ ХАРАКТЕРИСТИК КОМПЬЮТЕРНЫХ ГЕНЕРАТОРОВ
Г.Е. Соколов 12.54
СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ ХАРАКТЕРИСТИК КОМПЬЮТЕРНЫХ ОСЦИЛЛОГРАФОВ
L.V. Kolchenko, R.B. Sinitsyn 12.61
NONPARAMETRIC FILTRATION OF THE SPOKEN LANGUAGE SIGNALS ON THE BACKGROUND OF ACOUSTIC NOISE
А.В. Скрипець, В.М. Краснов, О.І. Варченко, В.В. Левківський 12.65
ОПТИМІЗАЦІЯ ПАРАМЕТРІВ ПЕРЕТВОРЕННЯ ІНФОРМАЦІЇ В ЦИФРОВИХ АВТОКОЛІМАТОРАХ
А.В. Скрипець, В.М. Краснов, В.В. Левківський 12.69
МЕТОДИКА РОЗРАХУНКУ ТЕЛЕВІЗІЙНОГО АВТОКОЛІМАТОРА З ПЗЗ-ФОТОПЕРЕТВОРЮВАЧЕМ

Секція 13. Енергетичні установки

І.Ф. Кінащук, Ф.І. Кірчу 13.1
ВПЛИВ ГЕОМЕТРИЧНИХ ПАРАМЕТРІВ МІЖЛОПАТКОВОГО КАНАЛУ ДВОРЯДНИХ КОМПРЕСОРНИХ РЕШІТОК НА ЇХ ХАРАКТЕРИСТИКИ
О.Г. Кучер, О.С. Якушенко, В.Є. Мільцов, В.М. Охмакевич 13.5
ВИБІР КОМПОНЕНТІВ І ПАРАМЕТРІВ НЕЙРОННОЇ МЕРЕЖІ ДІАГНОСТИКИ ТРДД
В.В. Панин, О.П. Мазур, О.О. Нагурный 13.8
МНОГОКРИТЕРИАЛЬНАЯ ОПТИМИЗАЦИЯ АРХИТЕКТУРЫ НЕИРОСЕТЕВЫХ КЛАССИФИКАТОРОВ

П.І. Греков, І.О. Ластівка, К.І. Капітанчук 13.12
ГАЗОВІ ЕЖЕКТОРИ ДЛЯ ЕКРАННО-ВИХЛОПНИХ ПРИСТРОЇВ ГТД
Е.В. Дорошенко, Л.Г. Марковская 13.16
РАСЧЕТ ФЛУКТУАЦИЙ ПЛОТНОСТИ ВОЗДУХА В МЕЖЛОПАТОЧНОМ КАНАЛЕ СТУПЕНИ ОСЕВОГО КОМПРЕССОРА АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ
М.С. Кулик, О.А. Тамаргазін 13.20
ПРОБЛЕМИ БЕЗПЕЧНОЇ І ЕФЕКТИВНОЇ ЕКСПЛУАТАЦІЇ СУЧАСНИХ ТРУБОПРОВІДНИХ ТРАНСПОРТНИХ СИСТЕМ
Н.Г. Науменко, М.Д. Лановий 13.23
ІНФОРМАЦІЙНЕ ПРЕДСТАВЛЕННЯ ТРУБОПРОВІДНОЇ ТРАНСПОРТНОЇ СИСТЕМИ В НАВКОЛИШНЬОМУ СЕРЕДОВИЩІ
Ю.М. Кривенко, В.О. Лаврентьєв 13.26
ПРИЧИНИ НЕОБХІДНОСТІ ЗМЕНШЕННЯ ВТРАТ ГАЗУ ПРИ ЕКСПЛУАТАЦІЇ КОМПРЕСОРНИХ СТАНЦІЙ МАГІСТРАЛЬНИХ ГАЗОПРОВОДІВ
Д.В. Кондратьєв, М.Ю. Богданов 13.30
ЗАПАС МІЦНОСТІ РОБОЧИХ ЛОПАТОК ТУРБІНИ ПІД ЧАС ЕКСПЛУАТАЦІЇ ГПА (газоперекачувального агрегату)

Секція 14. Новітні триботехнології

А.Л. Шевченко, А.П. Данилов 14.1
ТРИБОТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ГАЗОТЕРМИЧЕСКИХ ПОКРЫТИЙ НА ТИТАНОВОМ СПЛАВЕ ВТ-22
А.И. Богданович, И.В. Ткаченко, К.Э. Гринкевич 14.5
ОЦЕНКА КИНЕТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК И ЭНЕРГИИ АКТИВАЦИИ ИЗНОСА ПРИ ВОЗВРАТНО-ПОСТУПАТЕЛЬНОМ ДВИЖЕНИ
О.І. Духота, О.В. Тісов, Г.А. Волосович 14.9
ВПЛИВ НАПРУЖЕНО-ДЕФОРМОВАНОГО СТАНУ НА ЗНОСОСТІЙКІСТЬ КОМПОЗИЦІЙНИХ МАТЕРІАЛІВ
В.І. Дворук, В.В. Клімін, О.В. Тісов, В.О. Пасічник 14.13
МОДЕРНІЗОВАНА ТРИБОМЕТРИЧНА МАШИНА 2070 СМТ-1
Б.О. Грязнов, О.С. Тугарінов 14.16
ОПІР ВТОМИ ЗРАЗКІВ З ЖАРОМІЦНИХ СПЛАВІВ ІЗ ЗАХИСНИМИ ПОКРИТТЯМИ
О.В. Башта 14.19
АНАЛІЗ ПРОЦЕСУ ТРІЩИНОУТВОРЕННЯ ПРИ БАГАТООСЕРЕДКОВОМУ РУЙНУВАННІ АЛЮМІНІЄВОГО СПЛАВУ Д-16АТ
Н.В. Холод, В.О. Краля, А.М. Хімко 14.23
ВПЛИВ ПАРАМЕТРІВ НАВАНТАЖЕННЯ НА ФРЕТИНГОСТІЙКІСТЬ КОМПОЗИЦІЙНИХ МАТЕРІАЛІВ СТП-97 і СТ-5-211БН
М.Н. Свирид 14.27
СОСТОЯНИЕ ТРИБОЛОГИЧЕСКИХ СИСТЕМ В УСЛОВИЯХ РЕПАРАЦИИ
С.Н. Заднепровская 14.31
ВОССТАНОВЛЕНИЕ ПАР ТРЕНИЯ В РАВНОМЕРНОМ НАПРАВЛЕННОМ ИМПУЛЬСНОМ МАГНИТНОМ ПОЛЕ
В.И. Кравцов, Э.М. Караев. А.Г. Смирнов 14.35
МЕХАНИКА ТРУБОПРОВОДА ПРИ ЛОКАЛЬНЫХ ПОВРЕЖДЕНИЯХ
В.В. Климин, В.А. Пасечник 14.39
ПОВЫШЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ РАБОТЫ ПОДШИПНИКОВ СКОЛЬЖЕНИЯ ПРИ КОМПЛЕКСНОМ ВОССТАНОВЛЕНИИ РАБОТОСПОСОБНОСТИ ДЕТАЛЕЙ ШЕСТЕРЕННЫХ ГИДРОНАСОСОВ С ПРИМЕНЕНИЕМ МЕТОДА ГОРЯЧЕЙ ПЛАСТИЧЕСКОЙ ДЕФОРМАЦИИ
В.Ф. Лабунець, А.П. Кудрін, О.С. Супрунович, В.В. Жигинас, О.В. Мельник, В.А. Тіт 14.43
ПРИЧИНИ РУЙНУВАННЯ ДЕТАЛЕЙ З ЛЕГКИХ СПЛАВІВ І МЕТОДИ ЇХ ВІДНОВЛЕННЯ
С.В. Федорчук, А.О. Корнієнко 14.47
РОЗРОБКА СПЛАВА-НАПОВНЮВАЧА КОМПОЗИЦІЙНИХ ЕЛЕКТРОЛІТИЧНИХ ПОКРИТТІВ ДЛЯ РОБОТИ ПРИ ПІДВИЩЕНИХ ТЕМПЕРАТУРАХ

В.А. Краля, О.П. Костенко, О.М. Джоган 14.50
ИНФУЗИОННЫЕ МЕТОДЫ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ДЕТАЛЕЙ ИЗ ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ
М.В. Кіндрачук, І.М. Хоменко, А.К. Кобринець 14.54
ГІДРОДИНАМІКА РАДІАЛЬНОГО ПІДШИПНИКА КОВЗАННЯ
І.М. Хоменко, М.В. Кіндрачук, А.К. Кобринець 14.58
ПРО ОСОБЛИВОСТІ РОЗПОДІЛУ ТИСКУ МАСТИЛА У РАДІАЛЬНОМУ ПІДШИПНИКУ КОВЗАННЯ
М.С. Стечишин, А.В. Мартинюк, М.В. Лук'янюк 14.62
КАВІТАЦІЙНА СТІЙКІСТЬ УДАРОМІЦНИХ ПЛАСТМАС В КОРОЗІЙНО - АКТИВНИХ СЕРЕДОВИЩАХ
Ю.М. Білик, М. С. Стечишин, І. П. Клюс 14.66
ЕЛЕКТРОХІМІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ КОМПОЗИЦІЙНИХ ЕЛЕКТРОЛІТИЧНИХ ПОКРИТТІВ ТРИБОТЕХНІЧНОГО ПРИЗНАЧЕННЯ В СЕРЕДОВИЩАХ – ЕЛЕКТРОЛІТАХ
А.П. Уманский, М.С. Стороженко 14.69
ТЕХНОЛОГИЯ, СТРУКТУРА И СВОЙСТВА КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ НА ОСНОВЕ TiB_2-SiC
Г.П. Зубащенко, А.Г. Корченко, Е.В. Пацира, В.П. Щербина 14.73
ПРОЕКТИВНОЕ СООТВЕТСТВИЕ МЕЖДУ ВЕКТОРАМИ СКОРОСТЕЙ И УСКОРЕНИЙ ЗВЕНЬЕВ ПЛОСКИХ РЫЧАЖНЫХ МЕХАНИЗМОВ
Е.П. Пугачевская, А.П. Уманский 14.76
ИЗНОСОСТОЙКИЕ ЭЛЕКТРОИСКРОВЫЕ ПОКРЫТИЯ НА ОСНОВЕ ТУГОПЛАВКИХ СОЕДИНЕНИЙ ТИТАНА
В.Ф. Лабунець, В.Г. Лазарєв, Т.С. Клімова, Л.С. Братиця 14.80
ВПЛИВ БАКТЕРІОГЕННИХ ПРОДУКТІВ НА ТРИБОТЕХНІЧНІ ВЛАСТИВОСТІ ДЕТОНАЦІЙНИХ ПОКРИТТІВ

Секція 15. Безпека польотів

Е.П. Ударцев, А.И. Жданов, А.Г. Щербонос 15.1
ОЦЕНКА АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ ПРИ КОЛЕБАТЕЛЬНОМ ДВИЖЕНИИ КРЫЛА
О.Б. Леонтьєв, О.М. Компанієць 15.5
МЕТОДИКА ОЦІНЮВАННЯ УЗАГАЛЬНЕНОГО ПОКАЗНИКА ЯКОСТІ АВІАЦІЙНИХ КОМПЛЕКСІВ ЗА ПРИЗНАЧЕННЯМ
Е.А. Украинец 15.9
ФОРМИРОВАНИЕ ОБЛИКА АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ КОМПОНОВОК С РАЦИОНАЛЬНЫМ СОЧЕТАНИЕМ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК И ХАРАКТЕРИСТИК ЗАМЕТНОСТИ
С.А. Калкаманов, Р.Н. Чигрин 15.13
АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ДИСКООБРАЗНОГО КРЫЛА С КОНЦЕВЫМИ АЭРОДИНАМИЧЕСКИМИ ПОВЕРХНОСТЯМИ
В.В. Газаев, Е.В. Спиркин, И.И. Шабрат 15.17
АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ «НЕКЛАССИЧЕСКИХ» КОМПОНОВОК БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ
Ю.Ю. Бірюков, І.А. Гасанов, Ш.Ш. Насиров, П.Ш. Мухтаров 15.21
АЛГОРИТМІЗАЦІЯ САМОАНАЛІЗУ АВІАДИСПЕТЧЕРОМ ПРОЦЕСІВ ПРИЙНЯТТЯ РІШЕНЬ В УМОВАХ РИЗИКУ
В.В. Кабанячий 15.25
ОПИС КУБІЧНИМИ СПЛАЙН-ФУНКЦІЯМИ ЗАЛЕЖНОСТІ КООРДИНАТ ОСЕЙ ТАНГАЖУ Й РИСКАННЯ ДЛЯ ІМІТАЦІЇ АКСЕЛЕРАЦІЙНИХ ДІЯНЬ
А.Р. Гасанов, И.А. Искендеров, Э.А. Агаев 15.29
ВЛИЯНИЕ ПОГРЕШНОСТЕЙ ЗАГРУЗКИ И ЦЕНТРОВКИ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ НА АВИАКАТАСТРОФЫ И МЕТОДЫ ИХ ОПРЕДЕЛЕНИЯ
А.Н. Копытов, А.А. Кириченко 15.33
БЕЗОПАСНОСТЬ ПОЛЕТОВ И АНДЕРРАЙТИНГ АВИАЦИОННЫХ РИСКОВ

В.М. Миронович, П.О. Сазанський 15.36
МАТЕМАТИЧНА МОДЕЛЬ СПРИЙНЯТТЯ ОПЕРАТОРОМ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА ЯК ОБ'ЄКТА ЕРГАТИЧНОЇ СИСТЕМИ УПРАВЛІННЯ
А.М. Пашаев, М.Г. Шахтахтинский, П.Ш. Абдуллаев, А. Дж. Мирзоев 15.43
СИСТЕМА ДИАГНОСТИРОВАНИЯ АВИАЦИОННОГО ГТД С ПРИМЕНЕНИЕМ МЕТОДОВ SOFT COMPUTING
Р.К. Мирзаев 15.46
ПРОЦЕССНЫЙ ПОДХОД К ОБЕСПЕЧЕНИЮ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТОВ С УЧЕТОМ РАЗЛИЧНЫХ ФАКТОРОВ

Секція 16. Автоматизація та енергозбереження на транспорті

В.О. Касьянов, Ю.Т. Гуз, І.В. Прохоренко 16.1
МОДЕЛЬ ВІРТУАЛЬНОГО СУБ'ЄКТА
В.М. Воробьёв, В.А. Захарченко, В.В. Тихонов, С.С. Ильенко 16.5
ПОВЫШЕНИЕ УРОВНЯ ПОДГОТОВКИ ЭКИПАЖА С УЧЕТОМ ЭФФЕКТА ДИНАМИЧЕСКОГО СТЕРЕОТИПА
В.П. Захарченко 16.9
ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ВІДМОВОБЕЗПЕКИ ІНТЕГРОВАНОГО КОМПЛЕКСУ „ЕКІПАЖ–ПОВІТРЯНЕ СУДНО – СЕРЕДОВИЩЕ"
Н.Д. Красношапка, А.І. Скалига 16.13
ЗАСТОСУВАННЯ АВТОМАТИЗОВАНИХ ЕЛЕКТРОПРИВОДІВ В ТЕХНОЛОГІЧНИХ ПРОЦЕСАХ ТРАНСПОРТНОЇ ГАЛУЗІ
О.И. Лысенко, П.И. Кирчу 16.17
МАТЕМАТИЧЕСКАЯ ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ ОПТИМАЛЬНОГО УПРАВЛЕНИЯ ТРАЕКТОРНЫМ ДВИЖЕНИЕМ МОНИТОРИНГО-ТЕЛЕКОММУНИКАЦИОННОЙ АЭРОПЛАТФОРМЫ
А.В. Самков, Е.Н. Тачинина, А.В. Корниенко 16.21
МЕТОДИКА ВЫБОРА СТАНДАРТОВ УПРАВЛЕНИЯ ДЕЯТЕЛЬНОСТЬЮ ПРЕДПРИЯТИЯ В КОНКУРЕНТНОЙ СРЕДЕ НА ОСНОВЕ MRP II- И ERP- СИСТЕМ
В.П. Гусынин, А.В. Гусынин, Е.Н. Тачинина 16.25
АЭРОСТАТИЧЕСКИЕ ПЛАТФОРМЫ ВОЗДУШНОГО СТАРТА РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ
В.Е. Романюк, Т.А. Мазур 16.29
ОСОБЕННОСТИ ПРОЦЕССА ПРЕОБРАЗОВАНИЯ ЭНЕРГИИ В ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНОМ АСИНХРОННО-СИНХРОННОМ ГЕНЕРАТОРНОМ АГРЕГАТЕ
С.В. Єнчев 16.34
ДИНАМІЧНА МОДЕЛЬ СИСТЕМИ КЕРУВАННЯ ВИТРАТОЮ ПАЛИВА АВІАДВИГУНА
J.N. Bardachev, A.A. Dydik, V.I. Lytvynenko, A.A. Fefelov, J.A. Zaharchenko 16.38
APPLICATION OF HYBRID IMMUNE SYSTEMS AT DIAGNOSTICS OF ANOMALIES IN AERONAUTICAL ENGINEERING
О.В. Самков, Ю.А. Захарченко 16.42
МЕТОД РОЗВ'ЯЗКУ ЗАДАЧІ УПРАВЛІННЯ ПРОЕКТАМИ МОДЕРНІЗАЦІЇ АВІАЦІЙНОЇ ТЕХНІКИ НА ОСНОВІ ІМУННИХ АЛГОРИТМІВ
В.Н. Казак., В.С. Гасиджак 16.46
РАЗРАБОТКА ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СИСТЕМЫ ДИАГНОСТИРОВАНИЯ ОБЪЕКТОВ ГАЗОТРАНСПОРТНОЙ СИСТЕМЫ
В.Н. Казак., Д.О. Шевчук, Лейва Каналес Родриго 16.51
РАЗРАБОТКА АЛГОРИТМА ДИАГНОСТИРОВАНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ ВНЕШНИХ ОБВОДОВ ЛА В ПОЛЁТЕ
В.Д. Козлов, Н.П. Соколова, Т.С. Козлова 16.55
ЕНЕРГОЗБЕРІГАЮЧІ ЗАХОДИ ДЛЯ СВІТЛОСИГНАЛЬНИХ СИСТЕМ АЕРОПОРТІВ
А.И. Лысенко, П.И. Кирчу, В.И. Новиков 16.59
АНАЛИЗ РАБОТЫ СИСТЕМЫ АВТОМАТИЧЕСКОЙ ПОДСТРОЙКИ МОЩНОСТИ ПЕРЕДАТЧИКА, С УЧЕТОМ ДИНАМИКИ АЭРОПЛАТФОРМЫ

Д.П. Солнар, В.Г. Тягний 16.63
ВОЗМОЖНОСТЬ ПРИМЕНЕНИЯ ЭЛЕКТРИЧЕСКИХ ГЕНЕРАТОРОВ В КОСМИЧЕСКИХ ЭНЕРГОУСТАНОВКАХ
Д.П. Солнар, В.Г. Тягний 16.66
НЕКОТОРЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ ПОДВИЖНОГО ПЛАЗМЕННОГО ТЕРМОЭМИССИОННОГО КОНТАКТА

Секція 17. Конструювання, технічне обслуговування та діагностика авіаційної техніки
Л.А. Журавлева, У.У. Садыкова 17.1
ЧЕЛОВЕЧЕСКИЙ ФАКТОР В ПРОЦЕССАХ ТЕХНИЧЕСКОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ
В.Г. Докучаєв, О.С. Тугарінов 17.5
ВПЛИВ НЕЙТРАЛЬНОГО СЕРЕДОВИЩА НА ФРИКЦІЙНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ МАТЕРІАЛІВ СИСТЕМИ "ВУГЛЕЦЬ-ВУГЛЕЦЬ"
A.N. Avdeev, I.I. Linnik 17.9
COMPUTERIZED MAINTENANCE MANAGEMENT SYSTEM
В.В. Астанін, О.А. Шевченко 17.13
ПОШКОДЖЕННЯ ЕЛЕМЕНТІВ КОНСТРУКЦІЙ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ З КОМПОЗИЦІЙНИХ МАТЕРІАЛІВ
А.И. Хлистун 17.17
МЕТОДОЛОГИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ПНЕВМАТИЧЕСКИХ СИСТЕМ СОВРЕМЕННЫХ ТРАНСПОРТНЫХ САМОЛЕТОВ
С.Р. Игнатович, С.С. Юцкевич, В.И. Закиев 17.21
ОСОБЕННОСТИ ПЛАСТИЧЕСКОГО ДЕФОРМИРОВАНИЯ ПЛАКИРУЮЩЕГО СЛОЯ СПЛАВА Д16АТ ПРИ УСТАЛОСТИ
А.И. Радченко, В.М. Пантелеев, С.С. Юцкевич 17.25
ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ОБОСНОВАНИЕ СИНЕРГЕТИЧЕСКОЙ ДИСКРЕТНО-ВЕРОЯТНОСТНОЙ МОДЕЛИ УСТАЛОСТИ МЕТАЛЛОВ И СПЛАВОВ
С.О. Дмитрієв, О.Г. Кучер, О.В. Попов, І.А. Слєпухіна 17.29
ВИКОРИСТАННЯ ШТУЧНОГО ІНТЕЛЕКТУ ПРИ ВИРІШЕННІ ЗАВДАНЬ ДІАГНОСТУВАННЯ АВІАЦІЙНИХ ГАЗОТУРБІННИХ ДВИГУНІВ
М.В. Карускевич, С.В. Щепак, О.М. Берднікова 17.33
СТРУКТУРНА ПОШКОДЖУВАНІСТЬ ПОВЕРХНЕВОГО ШАРУ НА СТАДІЇ ФОРМУВАННЯ ВТОМНОЇ ТРІЩИНИ
Т.П. Маслак, Є.В. Каран, Д.М. Костенюк 17.37
МЕТОДИКА ПОПЕРЕДНЬОЇ ОЦІНКИ КРИТИЧНИХ ЗОН КОНСТРУКЦІЇ ПРИ НАТУРНИХ ВИПРОБУВАННЯХ
Г.Й. Зайончковський, Н.С. Михалевич 17.41
ОЦІНКА ВПЛИВУ ОБМЕЖЕНОЇ ЖОРСТКОСТІ ОПОРИ КРІПЛЕННЯ ГІДРАВЛІЧНОГО СЛІДКУЮЧОГО ПРИВОДУ НА ЙОГО ДИНАМІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ
А.В. Орлов, Ф.А. Орлов 17.45
КРИТЕРИИ ОЦЕНКИ РЕЗУЛЬТАТИВНОСТИ ПОСТРОЕНИЯ И КОРРЕКЦИИ ПЛАНОВ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ И ОТХОДА НА ТЕХНИЧЕСКОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ ПАРКА ВОЗДУШНЫХ СУДОВ ЭКСПЛУАТАНТА
Є.А. Сапелюк, Ю.М. Чоха 17.53
КОНЦЕПТУАЛЬНІ ОСОБЛИВОСТІ СТРАТЕГІЇ ЕКСПЛУАТАЦІЇ АВІАТЕХНІКИ ЗА ТЕХНІЧНИМ СТАНОМ З КОНТРОЛЕМ РІВНЯ ЛЬОТНОЇ ПРИДАТНОСТІ
Є.А. Сапелюк 17.57
ПРЕДМЕТНА ОБЛАСТЬ ЕКСПЕРТНОЇ СИСТЕМИ ДІАГНОСТУВАННЯ АВІАДВИГУНІВ
В.С. Бутько, Е.Н. Сябрюк 17.61
ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ АВТОМАТИЧЕСКИХ РЕГУЛЯТОРОВ ГИДРОСИСТЕМ
В.В. Гаража, Динь Тан Хынг 17.65
ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ РАЗРУШЕНИЯ СУСПЕНЗИИ В КВАЗИПОСТОЯННОМ ПОЛЕ ПОЛЯРИЗАЦИОННОГО ЭЛЕКТРООЧИСТИТЕЛЯ
Е.Т. Василевский, П.И. Горобец, О.В.Коновалова 17.69
ПРИМЕНЕНИЕ МЕТОДА КОНЕЧНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ ВЛИЯНИЯ СХЕМЫ АРМИРОВАНИЯ НА УСТОЙЧИВОСТЬ СТЕНОК ИЗ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ С ОТВЕРСТИЯМИ ОБЛЕГЧЕНИЯ

УДК681.5.017

A. Ablesimov, professor (National aviation university, Ukraine)

TECHNIQUE OF DEFINITION OF THE INITIAL NAVIGATING INFORMATION IN SPECIAL CONDITIONS

Considered the principle of initial information determination for autonomous ground navigation complexes in special conditions

Introduction. In the modern terms of mass application of mobile technique in air, naval and ground paces, by the high rates of moving objects, the special value is acquired by an efficiency and management effectiveness by them. Continuity and management flexibility, in a great deal depend on plenitude of the obtained information. At the same time any information about objects will be deprived sense without attachment them to locality or space. Quality of such information, the methods of its receipt and presentation substantially influence on efficiency making decision.

The level of development of facilities of automation allows presently obtaining navigation information of any volume and accuracy. Priority is integration of navigational in integrated navigation complexes. In many industries the kernel of navigation complex was become by the integrated inertia-satellite system of navigation. At the same time, the large park of mobile facilities has in composition the equipment besides satellite the autonomous navigation systems: inertial, Doppler- course, air- course, odometric, lago-course. Application of the autonomous systems is in a great deal justified not only from positions of treatment of homogeneous navigation information with the purpose of increase of its authenticity but also by a necessity for the special conditions to avail only by them.

Problem statement. Ground mobile objects are equipped, as a rule, autonomous odometric navigational systems. In the special literature it is accepted to call them ground navigation complexes (GNC). On GNC providing is laid: position-fixes mobile objects, driving of columns and single vehicles on the set route in the set district, determinations of coordinates of the observing objects, gasket and plotting on the topographical map of routes of motion.

In general case GNC decide three basic types of navigation problems in accordance with the known algorithms [1]:

• first navigation task is determination of coordinates X and Y, of mobile object location and his directional angle α

$$\left.\begin{aligned} X &= X_{\text{in}} + \int_0^t v(t)\cos[\beta(t)]\,\cos[\alpha(t)]dt \\ Y &= Y_{\text{in}} + \int_0^t v(t)\cos[\beta(t)]\,\sin[\alpha(t)]dt \\ \alpha &= \alpha_{\text{in}} + \Delta\alpha \end{aligned}\right\},$$

• second navigation problem is finding of direction to the point of destination $\alpha_{\text{пн}}$ and most short distance $S_{\text{пн}}$ to this point

$$\left.\begin{aligned} S_{\text{pd}} &= \sqrt{(X_{\text{pd}} - X)^2 + (Y_{\text{pd}} - Y)^2} \\ \alpha_{\text{pd}} &= \text{arctg}\frac{\text{Y}_{\text{pd}} - Y}{\text{X}_{\text{pd}} - X} \end{aligned}\right\},$$

• third navigation problem is a calculation of coordinates X_{oo} and Y_{oo} of observing objects

$$\left.\begin{aligned} X_{oo} &= X + \Delta X_{oo} = X + Д_{oo}\cos\alpha_{oo} \\ Y_{oo} &= Y + \Delta Y_{oo} = Y + Д_{oo}\sin\alpha_{oo} \end{aligned}\right\},$$

where X_{in}, Y_{in} are initial co-ordinates of object before the beginning of motion; α_{in} is an initial directional angle of object before the beginning of motion; $v(t)$ is a true velocity of movement of object; $\beta(t)$ is an angle of slope of hypsography in relation to the horizontal plane; X_{pd}, Y_{pd} are co-ordinates of point destination; $Д_{oo}$ is distance from a mobile object to the observing object; α_{oo} is a directional angle of observing object.

The analysis of the resulted algorithms shows that quality of navigation information of GNC depends on accuracy of preparation and input in the apparatus of information about an object in prestarting motion. According [3] the main attention in a initial point must be spared determination of coordinates of object location X_{in}, Y_{in}, its directional angle α_{in} and coefficient of pass correction k_{pc}. Method of preparation of initial data is enough full expounded in [2,3].

For a number of reasons is not always possible before the beginning of motion to define and input initial data in an apparatus. In this case at motion of object the included apparatus will give out false information. Remains or to give up application of GNC, or perform all measures for preparation them to the operation.

As preliminary researches shows, there is another way of problem decision – appears possible during motion of object to expect its current navigation information and correct the readings of GNC. For this purpose necessary only to place an object above the proper fixed point of locality, coordinates of which it is possible to define with the high accuracy on a map. As such points can come forward, for example, crossings of roads.

Principles of determination of navigation information. We will suppose that object with GNC is in the initial point IP with the coordinates X_{ip}; Y_{ip} (Fig.1).

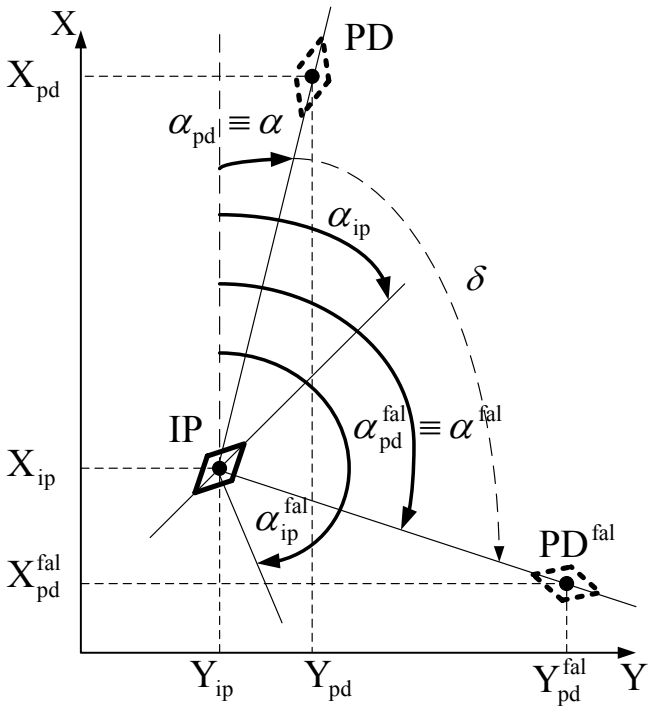


Fig.1. Definition of the navigating information

As preliminary orientation is not performed, the measuring axis of gyro-positioner heading occupies arbitrary spatial position, determining the false initial directional angle $\alpha_{\text{in}}^{\text{fal}}$ of object.

A false initial directional angle differs from true on the value of error δ:

$$\alpha_{\text{in}}^{\text{fal}} = \alpha_{\text{in}} \pm \delta.$$

At motion of object by route with the velocity V_i during time t_i GNC will display its false coordinates

$$\left.\begin{aligned} X &= X_{\text{in}} + (1+k_{\text{pc}})\sum_{i=1}^{n} V_i t_i \cos(\alpha_{\text{in}}^{\text{fal}} + \Delta\alpha_i) \\ Y &= Y_{\text{in}} + (1+k_{\text{pc}})\sum_{i=1}^{n} V_i t_i \sin(\alpha_{\text{in}}^{\text{fal}} + \Delta\alpha_i) \end{aligned}\right\}.$$

For simplicity of reasonings will suppose that an object moves in the direction of fixed point of PD (point of destination) most short way by course $\alpha_{\text{pd}} \equiv \alpha$. After a while it is stopped above it. The co-ordinates of PD (X_{pd}; Y_{pd}) are easily determined on the map. As GNC uses a false initial directional angle $\alpha_{\text{in}}^{\text{fal}}$ for the calculation of co-ordinates, it will define, the same, some imaginary (false) current position of object in PD$^{\text{fal}}$ ($X_{\text{pd}}^{\text{fal}}; Y_{\text{pd}}^{\text{fal}}$) with a course $\alpha_{\text{pd}}^{\text{fal}} \equiv \alpha^{\text{fal}}$.

Unhardness to notice that absolute error δ of determinations of true directional angle of object is a difference between directions from the initial point IP to fixed point PD and point of the imaginary finding of object PD$^{\text{fal}}$

$$\delta = \alpha_{\text{pd}}^{\text{fal}} - \alpha_{\text{pd}}.$$

Calculating values $\alpha_{\text{pd}}^{\text{fal}}$ and α_{pd} through the increase of coordinates of PD and PD$^{\text{fal}}$ in relation to the initial point IP, will obtain the algorithm of calculation of error of directional angle, which must be removed

$$\delta = \text{arctg}\frac{Y_{\text{pd}}^{\text{fal}} - Y_{\text{in}}}{X_{\text{pd}}^{\text{fal}} - X_{\text{in}}} - \text{arctg}\frac{Y_{\text{pd}} - Y_{\text{in}}}{X_{\text{pd}} - X_{\text{in}}}.$$

An amendment pass correction is easily determined by the algorithm

$$\Delta k = \frac{S_{\text{pd}} - S_{\text{pd}}^{\text{fal}}}{S_{\text{pd}}} = 1 - \frac{S_{\text{pd}}^{\text{fal}}}{S_{\text{pd}}} = 1 - \sqrt{\frac{(X_{\text{pd}}^{\text{fal}} - X_{\text{in}})^2 + (Y_{\text{pd}}^{\text{fal}} - Y_{\text{in}})^2}{(X_{\text{pd}} - X_{\text{in}})^2 + (Y_{\text{pd}} - Y_{\text{in}})^2}}.$$

In general case an object moves in the direction of fixed point an arbitrary route. Then, at achievement by object of fixed point, the angle α_{PD} on the point of destination (fixed point) will differ from the directional angle (heading) of object α on some value ξ. However, on the same value ξ will differ and angle $\alpha_{\text{pd}}^{\text{fal}}$ on the false point of destination from a false directional angle (heading). Unhardness to show that the eventual algorithms of amendments calculation will coincide with the above-mentioned.

Thus, at achievement of the first fixed point an object it is necessary on the basis of the obtained algorithms to expect amendments and input them in GNC. As a decision device can be recommended the simplest computer-integrated calculator with an interface, presented on Fig.2.

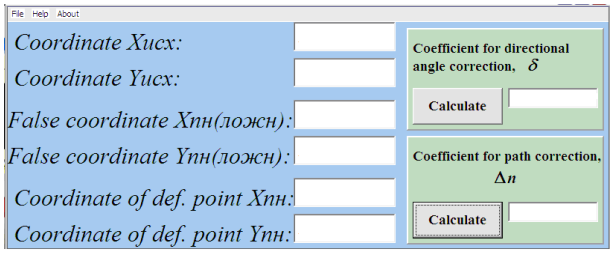


Fig.2. The interface of the calculator of amendments GNC

The problem of amendments calculation is simplified during the using in GNC as calculator devices of the computer integrated systems.

During further motion by the route an apparatus will display true navigation information. With the purpose of increase of authenticity of the offered method clarification of amendments can be recommended on three four fixed points.

Deductions

The considered method allows the crew of mobile ground object in the special conditions without an exit from a machine and without any special equipment to provide itself reliable navigation information.

References

1. *Аблесімов О.К., Александров Є.Є., Александрова І.Є.* Автоматичне керування рухомими об'єктами і технологічними процесами. - Харків: НТУ "ХПІ", 2008. – 443с.

2. *Рогожин В.О., Синєглазов В.М., Філяшкін М.К.* Пілотажно-навігаційні комплекси повітряних суден. – К: НАУ, 2005. -315с.

3. *Корнеев В.В. и др.* Основы автоматики и ТАС. –М: ВАБТВ, 1976. -545с.

УДК: 004.415(043.2)

С.И. Ильницкая, В.М. Синеглазов, д.т.н., проф.
(Национальный авиационный университет, Украина)

РЕАЛИЗАЦИЯ ПОДСИСТЕМЫ ВЫВОДА ИНФОРМАЦИИ ГЕОИНФОРМАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ БИБЛИОТЕКИ SHAPELIB

Использование различных информационных технологий и систем в современном обществе является одной из важных характеристик степени его развития, и эффективности управления. Предложеный подход к реализации подсистемы вывода информации ГИС более выгодный, поскольку является автономным от готовых ГИС решений и позволяет реализовать собственный транслятор данных. Также он более гибкий, поскольку позволяет реализовывать только необходимые функции, легко наращивать дополнительные модули за счет объектно-ориентированного программирования.

Введение. Использование различных информационных технологий и систем в современном обществе является одной из важных характеристик степени его развития, и эффективности управления. На данном этапе развития информационных систем (ИС) становится очевидным, что практически каждая из них должна включать подсистему, удостоверяющую взаимное расположение объектов, выполняющую некоторый пространственный анализ. Идеальным решением является интеграция в ИС географических модулей, что представляет собой геоинформационные системы (ГИС), активно развивающиеся сейчас.

Постановка задачи. Необходимо реализовать ГИС, а в частности подсистему вывода информации [1]. В рамках поставленной задачи необходимо произвести считывание пространственных и атрибутивных данных с предоставленного формата электронной карты, а также послойную визуализацию необходимой информации.

Обзор существующих методов. Структура ГИС и ее функциональность определяется в основном областью ее применения, форматом хранения электронных карт (пространственных данных), а также выбором программных средств (ПС) для реализации геоинформационного приложения.

Поскольку электронная карта есть важной составляющей любой ГИС, важным вопросом является способ предоставления карты. Основными форматами хранения электронных карт есть растровый и векторый. Преимуществами растрового формата есть: большая узнаваемость и воспринимаемость предоставляемых пространственных данных, простота в изготовлении карты. Недостатками являются проблемы низкой пространственной точности, что уменьшает вероятность правильного вычисления площадей и расстояний, а также необходимость большого объема памяти, обусловлена тем, что каждый участок растра хранится как отдельная числовая величина. Преимуществами векторного формата являются: объектно-ориентированная подача информации; меньший объем занимаемой памяти; широкие возможности быстрого и удобного поиска объектов или географически привязанной информации; широкие возможности при подготовке аналитических данных или отчетных материалов; меньшие эксплуатационные затраты при обновлении и актуализации картографических данных, и т.д. Недостатком можно считать широкое разнообразие векторных форматов и разные подходы к организации пространтсвенных и атрибутивных даных в каждом формате. Распространенными форматами электронных векторных карт являются следующие форматы: MID\MIF программного продукта MapInfo, SHAPE от ESRI, DXF от AutoCAD, SXF от Panorama, и т.д.

ПС, используемые при создании ГИС, условно можно разделить на три группы [1].

I. Самодостаточные ГИС с уже реализованными широкими возможностями и собственными языками программирования (ArcInfo).

II. Программные компоненты или библиотеки (MapObjects, GeoConstructor, ShapeLib).

III. Различные языки программирования общего назначения (Visual C++, Visual Basic, Delphi).

Предлагаемое решение. Проанализировав различные векторные форматы хранения электронных карт, было решено остановить свой выбор на формате Shapefile. Он содержит нетопологическую геометрическую и атрибутиную информацию об объектах. Геометрия объектов хранится как форма, содержащая набор векторных кординат. Shapefile не содержит топологической надстройки, поэтому имеет возможность редактирования, а также более быстрой визуализации объектов. Формат работает с объектами, которые могут перекрываться или совсем не соприкасаться; требует сравнительно немного дискового пространства и является сравнительно простым для считывания информации и создании новых объектов. Нужно отметить, что хоть Shapefile и является общепринятым обозначением даного формата, но физически карта состоит из трех отдельных файлов – .shp, .shx, .bdf, которые связаны между индексами.

Проанализировав преимущества перечисленных групп ПС, предлагается использовать в основном группу III и дополнительно II. Такой выбор продиктован тем, что разработка ГИС на языках программирования общего назначения не требует дополнительного изучения языков специального назначения, дает возможность наращивания системы за счет объектно-ориентированого и модульного принципов. Каждый разработанный модуль может быть отдельно использован в дальнейшем, а в уже существующую программу могут быть легко интегрированы дополнительные функции. Для облегчения чтения пространственных и атрибутивных данных с формата Shapefile предлагается использовать библиотеку Shapelib-1.2.10 [2]. Преимуществом использования даной библиотеки есть четкая и понятная структура команд, наличие описания и исходных кодов, которые при необходимости можно редактировать.

Библиотека Shapelib-1.2.10 состоит из двух главных частей: модуля для чтения .dbf файлов (рис.1), и модуля чтения .shp, .shx файлов (рис.2).

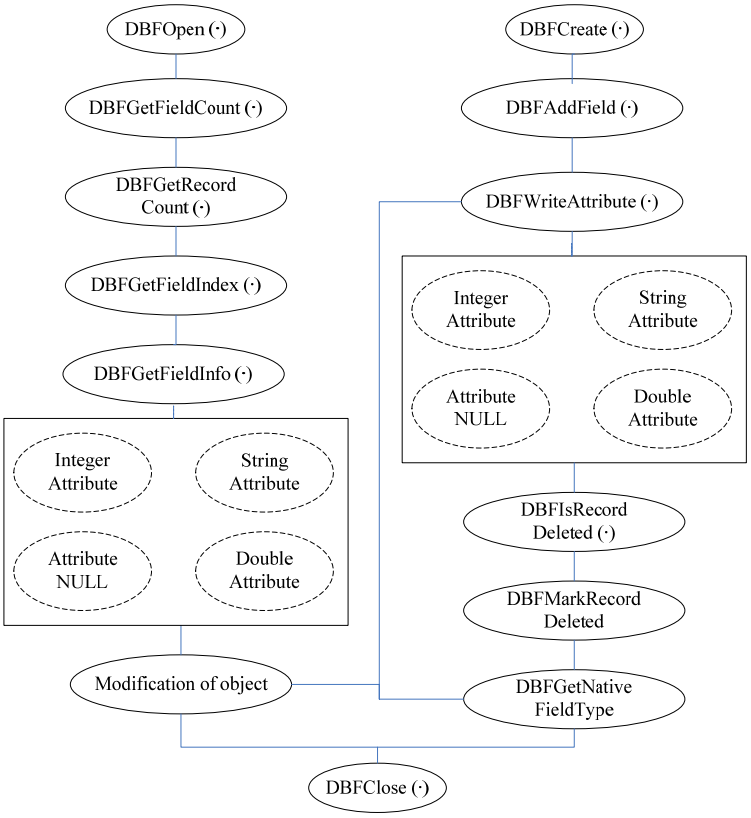


Рис.1. Структурная схема модуля чтения и редактирования .dbf файлов

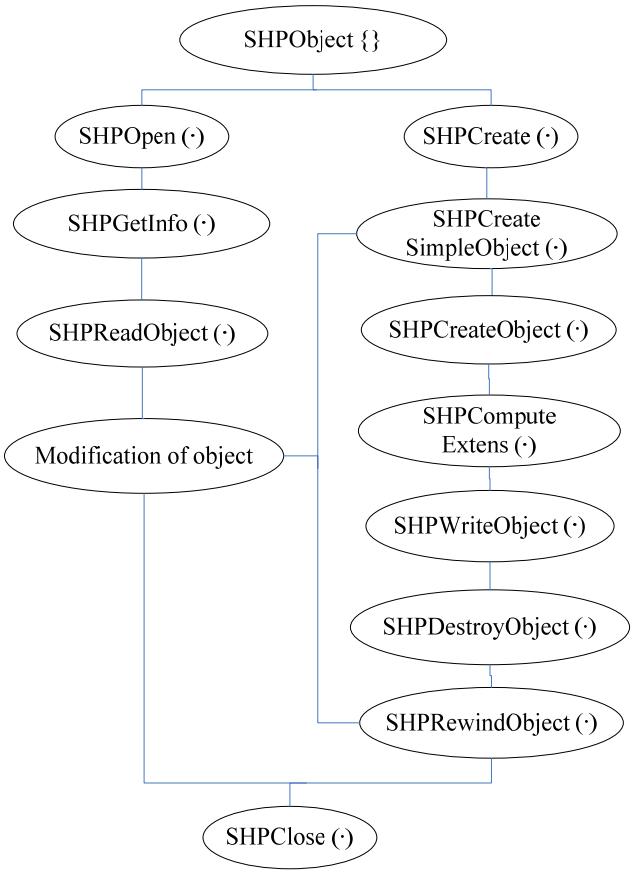


Рис.2. Структурная схема модуля чтения и редактирования .shp, .shx файлов

Следующим шагом является использование функции SHPOpen(·), входными параметрами которого являются имя открываемого файла и тип доступа к нему, а возвращенный параметр дает путь доступа к другим функциям.

SHPGetInfo(·) дает общую информацию о файле, такую как количество объектов в файле, их тип и границы самого файла. SHPReadObject(·) обращается к записи конкретного объекта, и дает информацию о количестве вершин в объекте, и координаты каждой. SHPClose(·) обязательно должна быть вызвана в конце для так называемого перекрытия ресурсов, связанных с идентификатором файла. После этого работа с файлом будет невозможна.

На рис. 3 представлен алгоритм визуализации слоя векторной карты в формате Shapefile. В соответствии с рис.2 сначала используем функцию SHPOpen(·), где указываем имя читаемого файла и тип доступа к нему. Дальше с помощью SHPGetInfo(·) считываем количество объектов Entities и границы файла (координаты верхнего левого угла и нижнего правого), потом начиная с первого объекта (i=0), считываем информацию, и в зависимости от типа объекта, применяем соответствующий метод его прорисовки. В алгоритмическо-программном обеспечении реализованы объекты типов точка SHPtype=1, дуга SHPtype=3, полигон SHPtype=5, множество точек SHPtype=8. После визуализации объекта идет проверка, последний ли это объект из списка i< Entities, если нет – счетчик объектов увеличивается на 1, и аналогично происходит считывание и визуализация следующего объекта. Когда все объекты в даном файле прорисованы, программа по требованию пользователя начинает обработку следующего файла (слоя карты).

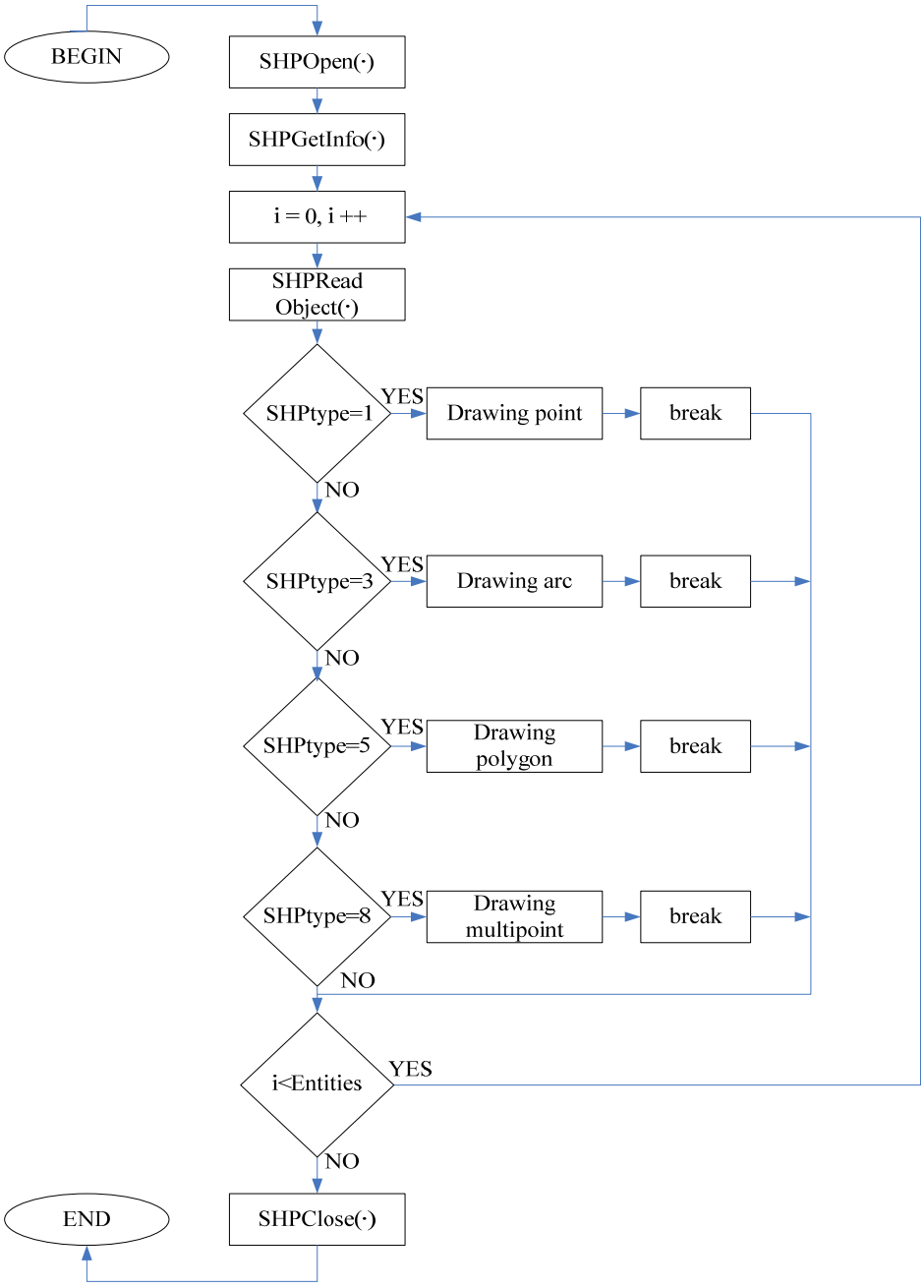


Рис. 3. Алгоритм визуализации слоя векторной карты в формате Shapefile

Выводы

Предложеный подход к реализации подсистемы вывода информации ГИС более выгодный, поскольку является автономным от готовых ГИС решений и позволяет реализовать собственный транслятор данных. Также он более гибкий, поскольку позволяет реализовывать только необходимые функции, легко наращивать дополнительные модули за счет объектно-ориентированного программирования.

Список литературы

1. *Ильницкая С.И., Синеглазов В.М.* Анализ программного обеспечения геоинформационных систем, Арсенал XXI.

2. Shapefile C Library V1.2 http://shapelib.maptools.org/

УДК 621.311.245 (045)

К.М. Сидоренко, аспірант
(Національний авіаційний університет, Україна)

МОЖЛИВОСТІ ВИКОРИСТАННЯ СЛАБКИХ ПОВІТРЯНИХ ПОТОКІВ ДЛЯ ВИДОБУТКУ ЕНЕРГІЇ

Розглянуто можливості використання слабких повітряних потоків для видобутку енергії, приведено експериментальні дані ефективності невеликих вітрів для перетворення у енергію.

Територія України, за вітровим кадастром, на 70% вкрита слабкими вітрами з швидкістю меншою 4,5 м/с. Сучасна вітроенергетика в основному зорієнтована на повітряні потоки 5м/с і вище, а менші вітри не використовуються для видобутку енергії. Проблема використання слабких повітряних потоків є надзвичайно актуальною ще й тому, що серед альтернативних джерел енергії вітроенергетика займає перше місце у світі, а Україна на даний момент використовує для видобутку електроенергії лише територію де вітри більше 5 м/с. Необхідно вчитись використовувати ті ресурси які Україна має у своєму арсеналі!

Вітроенергетика є одним з інструментів вирішення глобальних проблем екології планети. Вона безумовно дасть поштовх людству перейти до екологічно чистої енергії, але за однієї умови: підхід до розвитку вітроенергетики і втілення її у життя буде відбуватися по законам природи (або іншими словами по філософським законам). Застосування філософських теорій і підходів у вітроенергетиці має сформувати антишкідливий принцип реалізації і вводу в життя продуктів вітроенергетики: вітроустановок, їх систем та самої електроенергії.

Дослідження вітроенергетики перейшли вже до етапу де необхідно знаходити і використовувати не лише економічну складову, при реалізації систем вітроенергетики, але й застосовувати і корегувати системний підхід до основ реалізації вітроенергетики. У промисловості сучасної вітроенергетики прослідкується діалектична суперечність. Вітроенергетичні теорії минулого століття нажаль не можуть відповісти на низку існуючих фактів, наприклад: чому так широко розповсюджені вітроенергетичні станції з горизонтальною віссю обертання, які розраховані на середньорічну швидкість вітру 5м/с і більше; чому немає популяризації використання вертикальновісьових вітроустановок, які можуть використовуватися і за слабких вітрів менших за 5м/с? Дана невідповідність підходу до розвитку даної галузі знаходить прояв у величезній кількості публікацій на тематику малопотужних вітроустановок.

Основною перевагою використання вітрів з малою швидкістю на території України є їх поширеність і більш тривалий час існування від сильних вітрів. Тому малопотужні установки працюватимуть більш тривалий час від потужних і великих вітряків. Якщо прийняти P – потужність однієї вітроустановки великої потужності, а P_i –сумарна потужність n малопотужних вітроустановок, причому:

$$P = \sum_{i=1}^{n} P_i \,, \tag{1}$$

а t – це інтервал часу протягом якого працюють малопотужні ВЕУ, то n МВЕУ дадуть електроенергії більше ніж одна велика ВЕУ, оскільки малопотужні установки будуть працювати більш тривалий час. Таким чином рівність (1) можна записати як нерівність:

$$P \cdot t_{\text{ВП}} < \sum_{i=1}^{n} P_i \cdot t_{\text{МП}_i}$$

де $t_{\text{ВП}}$ – час роботи установки великої потужності;

$t_{\text{МП}_i}$ – час роботи n установок малої потужності.

Основним недоліком, що стримує розвиток розвитку слабопотокової вітроенергетики є економічна дороговизна кожного видобутого кВт електроенергії по відношенню до такого ж

показника для великих вітроустановок. Іншим значним недоліком перетворення слабких вітрів у енергію обертального руху є мала швидкість повітряного потоку, яка має кубічну залежність від потужності вітрового потоку (формула 2):

$$P = \frac{\rho S V^3}{2} \qquad (2)$$

де ρ – густина повітря (1,225 кг/м^3); S – омітаєма площа вітроколесом; V - швидкість повітряного потоку.

Збільшуючи, наприклад, площу вітродвигуна в 2 рази – потужність збільшується також в 2 рази. А якщо збільшити швидкість вітру в 2 рази, то потужність підвищиться у 2^3=8 раз. В сучасній вітроенергетиці швидкість вітру сприймається як параметр який не можна змінити. Який вітер створила природа, такий і приймається для розрахунків на певній території. А потужність вітроустановок нарощується за рахунок омітаємої площі вітроенергетичної установки. Саме такий підхід розвитку вітроенергетики поставив у глухий кут розвиток слабопотокової вітроенергетики.

Принцип використання енергії слабких повітряних потоків оснований на [2,3,5]:

- застосуванні концентраційного кільця;
- прискоренні повітряного потоку;
- аеродинамічній конфігурації лопатей і концентраційного кільця;
- використанні систем автоматичного управління всіх процесів вітроустановки.

Вітроенергетичні установки які використовують прискорення повітряного потоку та систему концентрації мігруючих вітрів (концентраційні вітроенерегтичні установки - КВЕУ [5]) працюють наступним чином: КВЕУ на вході конфузора отримує енергетичний потенціал через швидкість вітру V_1. При проходженні потоку повітря через конфузор відбувається поступове збільшення швидкості вітру вздовж самого конфузора. В ідеальному випадку швидкість V_2 на виході залежить від швидкості V_1 на вході відповідно до формули: $V_2=V_1(A_1/A_2)$, де V_1,V_2 – швидкість повітря на вході та виході конфузора; A_1,A_2 – відповідно вхідна та вихідна площі конфузора. Характер переміщення повітря в конфузорі описується рівнянням Бернуллі.

Результати проведеного експерименту спочатку з лопастями Савоніуса без концентраційного кільця, а потім з концентраційним кільцем приведені в табл.1 підтверджують ефективність концентраційного кільця. На рис.1 показано графіки залежності вихідної напруги електрогенератора від швидкості повітряного потоку на вході у конфузор $U=f(V_в)$. Де $V_в$ – швидкість вітру, $U_{гбкк}$ – напруга генератора без концентраційного кільця, $U_{гзкк}$ – напруга генератора з концентраційним кільцем.

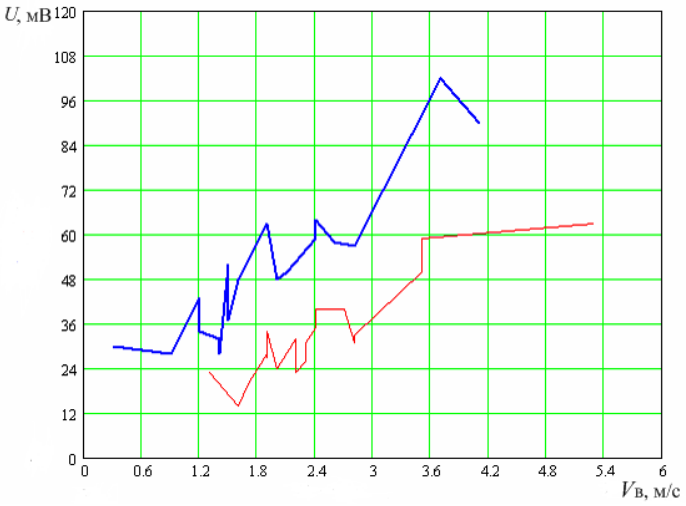


Рис. 1. Графіки залежності $U=f(V_в)$ за таблицею 1:
—— – напруга генератора без концентраційного кільця ($U_{гбкк}$), —— – напруга генератора з концентраційним кільцем ($U_{гзкк}$).

Есперименталні дані ротора Савоніуса з концентраційним кільцем та без нього.

Таблиця 1

№	Без концентраційного кільця		З концентраційним кільцем	
	$V_в$, м/с	$U_{гбкк}$, мВ	$V_в$, м/с	$U_{гзкк}$, мВ
1	1.3	23	0.3	30
2	1.6	14	0.9	28
3	1.7	20	1.2	43
4	1.9	28	1.2	34
5	1.9	27	1.4	32
6	1.9	34	1.4	28
7	2	24	1.5	52
8	2.2	32	1.5	50
9	2.2	23	1.5	40
10	2.3	26	1.5	37
11	2.3	28	1.6	48
12	2.3	31	1.9	63
13	2.4	35	2	48
14	2.4	40	2.1	50
15	2.7	40	2.4	59
16	2.8	31	2.4	64
17	2.8	33	2.6	58
18	3.5	50	2.8	57
19	3.5	59	3.7	102
20	5.3	63	4.1	90
сер.	**2,45**	**33,05**	**1,90**	**50,65**

З рис. 1 наглядно видно підвищення вихідної напруги електрогенератора КВЕУ завдяки концентраційному кільцю. Вітер – надзвичайно хаотичне явище і для отримання якісної електроенергії з КВЕУ вона має обов'язково містити систему регулювання напруги електрогенератора, що з одного боку зніме „білу пляму" недостатньої систематичності пульсації вітру після конфузорів, а з іншого боку зможе видавати вихідну напругу генератора заданої якості. В даному випадку доцільно застосувати регулятор на основі силового методу автоматичного управління електричною машиною постійного струму з самозбудженням.

Висновки

Застосування систем автоматичного керування можуть значно підвищити продуктивність КВЕУ в цілому. Оособливо складними питаннями розвитку КВЕУ є:

- підтримання вихідної енергії заданої якості в заданих межах;
- використання КВЕУ в комплексі з загальнонаціональною електричною мережею, що потребує узгодження енергетичних параметрів.

Такі системи можуть зайняти значне місце в загальнонаціональній системі електроспоживання України.

Отже потреби людства вимагають вміння використовувати ті енергетичні ресурси, які є на даній території. І на сучасному етапі технологічного розвитку усіх примисловостей Україна має всі передумови для теоретичного і практичного дослідження процесів слабких потоків повітря та створення економічно вигідної сфери енергетичної промисловості. Введення в реальне життя слабопотокової енергетики в Україні сприятиме вирішенню одночасно наступних задач:

- покращення екологічної ситуації;
- збільшення частки видобутої «зеленої» енергії;
- створення нових робочих місць;
- введення нових учбових курсів у навчальних закладах;
- підвищення свідомості і самосвідомості молоді до раціонального використання природи;
- позитивного психологічного впливу на свідомість людей;
- підвищення статусу України як країни, що працює над своєю екологією і турбується про людей.

Список літератури

1. Патент України № 59964 „Вітроенергетична установка” *Зеленков О.А, Соченко П.С., Сидоренко К.М., Пазюк О.В.*

2. Патент України № 10309 „Вітроенергетична установка для підвищення коефіцієнта використання енергії вітру” *Синєглазов В.М., Клебанівський С.В., Сидоренко К.М.*

3. Патент України № 18476 „Пристрій підвищення ефективності використання енергії вітру” *Синєглазов В.М., Зеленков О.А., Соченко П.С., Голік А.П., Клебанівський С.В., Сидоренко К.М.*

4. http://ive.org.ua/ - офіційний сайт Інституту відновлюваної енергетики НАН України.

5. *Є.П. Борсук, К.М. Сидоренко.* Перспективи концентрації вітру для видобутку електроенергії. – Енергетика та електрифікація – Київ 2007 - №3 – С. 66-69.

6. *Яхно О.М., Таурит Т.Г., Грабар И.Г.* Ветроэнергетика, конструирование и расчет ВЭУ. - Житомир, ЖГТУ, 2002, 255 с.

7. *Кухлинг Х.* Справочник по физике. - Из-ство «Мир», М. 1982, 276 с.

УДК 681.51

В.И. Кашматов, канд. техн. наук, доцент
(Национальный авиационный университет, Украина)

ЛИНЕЙНАЯ МОДЕЛЬ ПРОИЗВОЛЬНЫХ ДВИЖЕНИЙ РУКИ ЧЕЛОВЕКА-ОПЕРАТОРА С РУКОЯТКОЙ, МОДЕЛИРУЮЩЕЙ ДИНАМИКУ ДИСТАНЦИОННО УПРАВЛЯЕМОГО ОБЪЕКТА

В докладе предложена структурная схема человека-оператора, основанная на представлении нервно-мышечной системы обратимой следящей системой. Обоснована способность человека-оператора создавать желаемое перемещение руки независимо от сопротивления рукоятки управления, моделирующей динамику дистанционно управляемого объекта.

Постановка проблемы в общем виде и ее связь с важными научными и практическими задачами. Отличительной чертой ручного управления объектом является способность человека-оператора формировать траекторию движения объекта по своему желанию, т.е. произвольно, преодолевая сопротивление объекта и действующие на него возмущения.

Широко применяемым случаем произвольного управления является ликвидация начального отклонения регулируемой величины от нового заданного значения в виде переходного процесса желаемого качества, например при входе в глиссаду, «S» - образном маневре при устранении бокового отклонения или выравнивании самолета при посадке. Важной проблемой, которую необходимо решить при произвольном управлении является проблема создания желаемых траекторий движения объекта не меняя его динамики, а меняя только закон ручного управления объектом.

Анализ исследований и публикаций, в которых начато решение данной проблемы и на которые опирается автор. В настоящее время в основном известны исследования ручного управления в задачах компенсационного слежения, а не произвольного управления. В этих задачах человек-оператор выполняет функцию корректирующего звена замкнутой системы регулирования по ошибке. Заданный закон изменения регулируемой величины и ошибка определяются техническими средствами, а человеку-оператору предписано реагировать на ошибку. В некоторых из этих исследований [1] отмечается, что передаточная функция человека-оператора, описывающая его действия, не зависит от сопротивления рукоятки управления. В работе [2] предложена структурная схема нервно-мышечной системы человека-оператора. Характерной особенностью этой схемы является сходство с комбинированной следящей системой за счет наличия в ней цепи прямой связи для команды нервно-мышечной системе. В автоматической комбинированной следящей системе цепь прямой связи описывается передаточной функцией обратной передаточной функции объекта управления. В нервно-мышечной системе передаточной функции объекта соответствует передаточная функция рукоятки управления. На основании этой схемы, можно предположить, что независимость передаточной функции оператора от сопротивления рукоятки управления обеспечивается прямой командной связью нервно-мышечной системе. Однако комплексное изучение психофизиологических данных позволяет нервно-мышечную систему интерпретировать не комбинированной следящей, а обратимой следящей системой, в которой не прямая связь из головного мозга по пирамидному пути, а последовательная связь по экстрапирамидному пути с нервно-мышечной системой обеспечивает независимость передаточной функции человека-оператора от сопротивления рукоятки управления.

Выделение нерешенных частей общей проблемы и постановка задачи исследования. В работе [3] предложена (см. рис. 1) структурная схема человека-оператора, раскрывающая связь головного мозга с нервно-мышечной системой.

В этой схеме нервно-мышечная система управляется из головного мозга посредством задающего и программирующего механизмов головного мозга по пирамидному и экстрапирамидному путям. Программирующий механизм в цепи передачи сигналов управления визуального контура стоит после задающего механизма и образует последовательную связь с внутренним проприоцептивным контуром управления нервно-мышечной системы.

Таким образом, только через программирующий механизм головного мозга возможна добавка сигнала из задающего механизма, компенсирующая влияние объекта управления нервно-мышечной системы (сопротивления рукоятки управления).

В работе [4] структурная схема нервно-мышечной системы, представлена в виде следящей системы. Недостатком интерпретации нервно-мышечной системы структурной схемой обычной следящей системы является отсутствие указаний на иерархичность взаимодействия контуров управления нервно-мышечной системы и их субординацию. В этой структурной схеме не показано образование в мышце интрафузальными и экстрафузальными мышечными волокнами (иннервируемых отдельно через гамма и альфа мотонейроны) двух контуров управления (задающего и исполнительного) и их связь с головным мозгом по пирамидному и экстрапирамидному путям.

Эта схема не может подтвердить гипотезу независимости передаточной функции человека-оператора от сопротивления рукоятки управления. Для этого требуется коррекция представления нервно-мышечной системы структурной схемой системы управления.

Необходимость коррекции требует учет данных, приведенных в работе [5] о взаимодействии звеньев, образующих задающий контур в нервно-мышечной системе: сухожильных рецепторов, гаммамотонейронов, интрафузальных мышечных волокон и рецепторов мышечных веретен.

В работе [6] предложена структурная схема человека-оператора с рукояткой управления, моделирующей динамику дистанционно-управляемого объекта. Связь нервно-мышечной системы с головным мозгом сверху вниз представлена в ней одноканальною, что не позволяет доказать независимость передаточной функции оператора от сопротивления рукоятки управления.

В этой схеме, вслед за другими исследователями, связь рецепторов Гольджи с альфамотонейронами представлена как жесткая обратная связь по силе. Тем самым не учтено в этой связи наличие интрафузальных мышечных волокон и отдельного входа на них из головного мозга через гаммамотонейроны.

Поэтому при объяснении независимости реакции человека-оператора от сопротивления рычага управления в этой работе было принято упрощающее допущение. Это допущение по существу означает пренебрежение воздействия на нервно-мышечную систему через гаммамотонейроны импульсации из головного мозга по экстрапирамидному пути и учет воздействия только через альфамотонейроны по пирамидному пути.

Принципиально важными изменениями, которые нужно внести в структурную схему нервно-мышечной системы, является учет в спинном мозгу не только альфамотонейронов но и гаммамотонейронов и их связей с головным мозгом как по пирамидному, так и по экстрапирамидному путям.

Тормозящее влияние сухожильных рецепторов на альфамотонейроны осуществляется не напрямую, а через гаммамотонейроны и интрафузальные мышечные волокна. Связь головного мозга с нервно-мышечной системой должна осуществляется по пирамидному пути с альфамотонейронами и по экстрапирамидному пути с гаммамотонейронами.

Проведеннные изменения структурной схемы нервно-мышечной системы позволяют интерпретировать ее структурной схемой обратимой следящей системы, рассмотренной автором в работе [7]. Дополнительный учет связи нервно-мышечной системы по экстрапирамидному пути позволяет интерпретировать структурную схему человека-оператора комбинированной следящей системой, инвариантной по задающему воздействию. Это дает возможность объяснить независимость передаточной функции человека-оператора

от сопротивления рукоятки при произвольном управлении рукояткой. В случае моделирования рукояткой динамики объекта управления в квазипредметной эргатической системе появляется возможность управлять объектом по желаемому закону независимо от динамика объекта управления.

Изложение основного материала исследования. Описание структурной схемы человека-оператора. Отличием предлагаемой структурной схемы нервно-мышечной системы (рис.1) от схемы обратимой следящей системы, рассмотренной в работе [7], является наличие двух входов, вместо одного. В обратимой следящей системе – единое входное усилие предоставляется в виде двух составляющих, приложенных на общем входе звена W1.

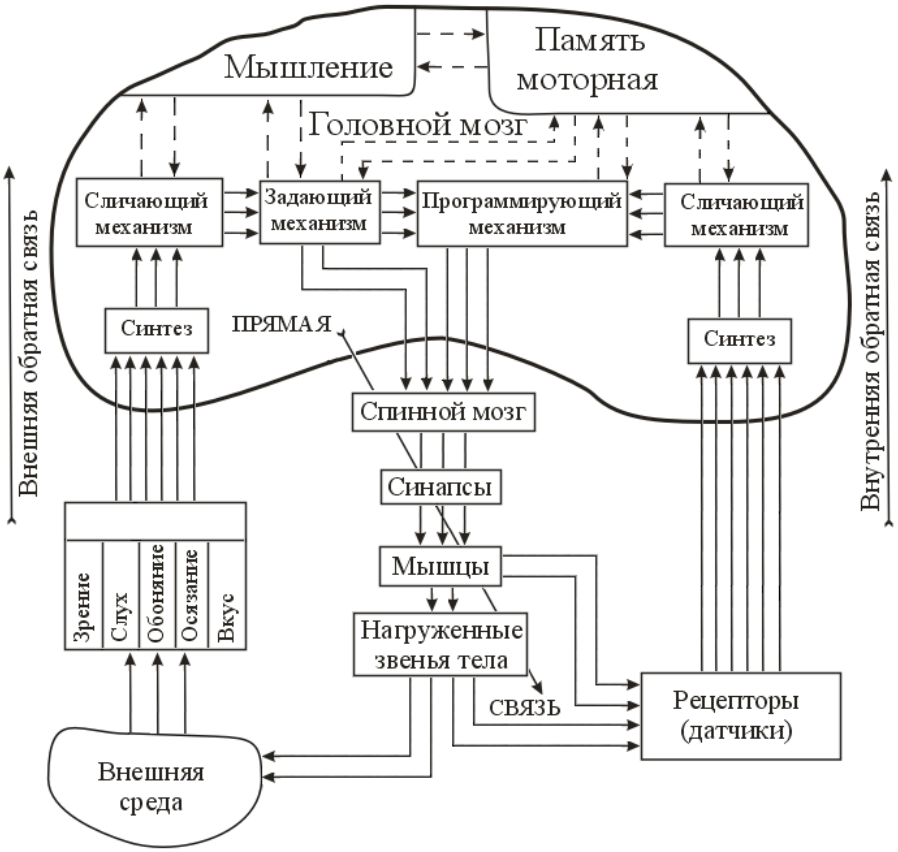


Рис.1. Структурная схема человека-оператора.

Каждой составляющей входного усилия соответствовала своя составляющая входного перемещения, полученная на общем выходе, после звена W1.

В нервно-мышечной системе на входе звена W1 осталась приложенной составляющая, эквивалентная сигналу составляющей силы холостого хода ($F_{вх}^{хх}$). Составляющая, эквивалентная силе короткого замыкания, перенесена по ходу сигнала на вход альфамотонейрона в виде сигнала, эквивалентного составляющей перемещения короткого замыкания ($X_{вх}^{кз}$).

В обратимой следящей системе найдена связь между составляющими входного усилия холостого хода ($F_{вх}^{хх}$) и перемещением короткого замыкания ($X_{вх}^{кз}$). Эта связь используется и в нервно-мышечной системе между сигналами нервной системы, соответствующими этим составляющим.

Основным входным сигналом в нервно-мышечной системе является сигнал эквивалентный перемещению короткого замыкания ($X_{вх}^{кз}$.) обратимой следящей системы. В соответствии со структурной схемой произвольных движений человека, рассмотренной в работе [3], этот сигнал формируется в головном мозгу посредством задающего механизма и передается в спинной мозг к альфамотонейронам по пирамидному пути в виде сигнала ($X_{вх}^{\alpha}$).

Дополнительным входным сигналом в нервно-мышечной системе является сигнал $F_{вх}^{\gamma}$, эквивалентный силе холостого хода обратимой следящей системы ($F_{вх}^{\gamma}$). Он формируется программирующим механизмом головного мозга после задающего механизма по сигналам желаемого перемещения ($X_{вх}^{ж}$).

Математическим выражением закона работы программирующего механизма является выражение

$$F_{вх}^{\gamma} = X_{вх}^{ж} \; W_{пм} \quad , \tag{1}$$

где $W_{пм}$ - передаточная функция программирующего механизма головного мозга.

Благодаря программирующему механизму на входе задающего контура нервно-мышечной системы формируется сигнал ($F_{вх}^{\gamma}$), обеспечивающий компенсацию запаздывания, вносимого исполнительным контуром при воспроизведении сигнала ($X_{вх}^{ж}$).

Именно благодаря программирующему механизму перемещение руки, $X_{вых}$, нагруженной рукояткой управления, моделирующей динамику объекта управления, не зависит от динамики объекта, а зависит от закона изменений $X_{вх}^{ж}$. Он формируется в задающем механизме головного мозга по сигналу начального отклонения регулируемой величины от нового заданного значения через передаточную функцию желаемого переходного процесса $W_{ж}$. Это отклонение определяется с помощью сличающего механизма головного мозга во внешнем (визуальном) контуре управления и подается на вход задающего механизма в виде ступенчатого входного сигнала $\Delta X_{вх}$.

Вариант траектории ликвидации начального отклонения текущего положения руки от нового заданного значения человек – оператор определяет мышлением, выбирая из моторной памяти желаемый закон ликвидации начального отклонения и применяет его в задающем механизме головного мозга.

$$W_{зм} = W_{ж}$$

Задающий и программирующий механизмы головного мозга в процессе приспособления к новым объектам управления должны менять передаточную функцию желаемого $W_{ж}$ и располагаемого W_{o} объектов управления. Эта задача решается мышлением человека оператора с использованием моторной памяти. Воздействие мышления и моторной памяти на задающий и программирующий механизмы головного мозга на структурной схеме (Рис.1) обозначено пунктирными стрелками.

В процессе предметной трудовой деятельности у человека – оператора формируется моторная память, в которой хранятся навыки управления орудиями ручного труда, различной динамики. Эти навыки можно использовать для управления рукоятками управления, моделирующими динамику объекта управления.

Для управления рукоятками управления с новой динамикой человек – оператор вырабатывает новые навыки предметного управления. Ограничения человека – оператора по использованию старых и новых предметных навыков управления определяется в дальнейших исследованиях этого направления.

Условные обозначения, принятые на структурной схеме.

1. Переменные управления и их сигналы:

$X_{вх}^{\alpha}$ – командный сигнал задающего воздействия альфамотонейрону,

$F_{вх}^{\gamma}$ – командный сигнал форсирующего воздействия гаммамотонейрону,

$X_{вх}^{\gamma}$ – смещение интрафузального мышечного волокна,

F_{l} – усилие экстрафузального мышечного волокна, приложенное к руке,

$\Delta X_{вх}$ – начальное отклонение выходной величины от нового заданного значения,

$X_{вх}^{ж}$ – сигнал желаемого перемещения руки человека – оператора,

$X_{вх}^{\gamma}$ – сигнал форсирующего смещения руки человека – оператора,

$F_{вых}$ – усилие руки, приложенное к рукоятке управления,

$X_{вых}$ – перемещение руки совместно с рукояткой управления,

2. Передаточные функции:

W_1 – интрафузального мышечного волокна,

W_2 ,W6 -- мышечного веретена,

W_3--экстрафузального мышечного волокна

W_4- рецептора сухожилия (рецептора Гольджи),

W_5- сухожилия,

W_0-рукоятки управления, моделирующей динамику объекта управления,

Wзм- задающего механизма головного мозга,

Wпм- программирующего механизма головного мозга,

3. Чувствительные звенья:

$\alpha_{мн}$ - альфамотонейрон,

$\gamma_{мн}$ - гаммамотонейрон,

ср - спиральный рецептор мышечного веретена (рецептор Руфини).

Выводы из данного исследования и перспективы дальнейших поисков в данном направлении

1.Нервно-мышечная человека-оператора с учетом специфики ее динамических звеньев может быть представлена обратимой следящей системой, на которую можно распространить основные соотношения, найденные в работе[7] при ее исследовании.

2.Представление нервно-мышечной системы обратимой следящей системой требует коррекции современного представления контуров управления экстрафузальными и интрафузальными мышечными волокнами нервно-мышечной системы и их взаимосвязи с головным мозгом.

3. Согласно новому представлению нервно-мышечной системы компенсация влияния динамики рукоятки управления на воспроизведение желаемого ее перемещения осуществляется не по пирамидному пути прямо к альфамотонейронам а по экстрапирамидному пути к гаммамотонейронам через программирующий механизм головного мозга.

4. Именно экстраапирамидный путь передачи сигналов из головного мозга в нервно-мышечную систему позволяет создать на нее форсирующее воздействие и представить человека-оператора в целом комбинированной следящей системой, инвариантной по задающему воздействию.

5. В задающем и программирующем механизмах головного мозга используются законы преобразования сигналов, соответствующие передаточным функциям объекта – желаемого Wж и располагаемого Wo.

6. Эти законы формируются с участием мышления и моторной памяти на основании предметных навыков управления орудиями труда, сформировавшихся в прошлом и примененных в настоящем для управления рукояткой управления, воспроизводящей динамику объекта.

7.Для управления рукоятками управлениями с новой динамикой человек-оператор должен вырабатывать новые навыки предметного управления.

8. В дальнейших исследованиях необходимо определить ограничения человека-оператора по использованию старых и выработке новых предметных навыков управления различными объектами.

Список литературы

1. *Наслен П., Рауль Ж.* Непрерывная и импульсная модель человека-оператора как звена системы управления. Доклад на 2 конгрессе ИФАК. 4.09.63. г.Базель.

2. *Мак Руэр Д.Т, Крендел Е.С.* Понятие системы человек—машина. Труды института радиоинженеров. 1962 №5. (русский перевод)

3. *Чхаидзе Л.В.* Координация произвольных движений человека в условиях космического полета. Изд-во «Наука» , М ., 1965.

4. *Шеридан Т.Б., Феррел У. Р.* Системы человека - машина: Модели обработки информации, управления и принятия решений человеком-оператором: Пер.с англ. /Под ред. К.В. Фролова. -М.: Машиностроение, 1980-400 с., ил.

5. *Гранит.Р.* Электрофизиологическое исследование рецепции. М.,ИЛ, 1957

6. *Herzog J.H.* Manual Control Using the Matched Manipulator Control Technigue. IEEE Trans. Man – Machine Systems, MMS-9. №3: 56-60.

7. Эргомические вопросы безопасности полетов: Сборник научных трудов.-К. КИИГА, 1987.-132 с. Стр.79-87. Статья „Инвариантность по составляющей задающего воздействия в обратимой следящей системе”

УДК 625.735.(043.2)

М.К. Філяшкін, к.т.н., проф.
(Національний авіаційний університет, Україна)

АЛГОРИТМИ ПРОГНОЗУВАННЯ РОЗВИТКУ ПОХИБОК БІНС В ІНЕРЦІАЛЬНО-СУПУТНИКОВИХ СИСТЕМАХ НАВІГАЦІЇ

Розглядаються способи підвищення точності автономної роботи інерціальної системи навігації (ІСН). Запропоновані рішення дозволяють підвищити точність автономної роботи ІСН шляхом прогнозування зміни її похибок. Визначення прогнозованих значень похибок автономної роботи ІСН спирається на процедури параболічної екстраполяції, яка здійснюється за результатами спостереження за похибкою ІСН на етапі її комплексування із супутниковою навігаційною системою (СНС). Приводяться результати математичного моделювання, що підтверджують доцільність такого підходу до підвищення точності автономної роботи ІСН.

Актуальність дослідження. Сформована в даний момент практика створення і застосування навігаційних систем заснована на використанні інтегрованих інерціально-супутникових систем навігації. Інтеграція інерціальної та супутникової систем реалізується шляхом комплексування двох систем.

При вирішенні задачі комплексної обробки інформації в інерціально-супутникових системах навігації найбільш привабливою є, безумовно, Калмановська фільтрація. Проте, використання фільтра Калмана зустрічає певних труднощів при його практичній реалізації на борті ЛА. При комплексуванні оцінюється положення і швидкість ЛА, причому ці дані надходять не тільки споживачам, але і контурам спостереження за затримкою і за фазою приймачів СНС. Причому зв'язок блоку фільтра Калмана з контурами приймача СНС дуже жорсткий, тому фільтр Калмана повинний бути дуже швидкодіючій, що обмежується характеристиками процесорів бортових ЦОМ. Стосовно до бесплатформних інерціальних навігаційних систем (БІНС) використання фільтра Калмана зустрічає додаткових труднощів. Зокрема, у БІНС основні джерела погрішностей – дрейфи гіроскопічних датчиків і акселерометрів, унаслідок нестаціонарності матриці переходу від однієї системи координат, зв'язаної з ЛА, до іншої – навігаційної, будуть нестаціонарними випадковими процесами навіть при стаціонарності випадкових процесів, що являють собою дрейфи реальних датчиків. Цей факт створює труднощі бортовій реалізації Калмановської фільтрації [1], зокрема може викликати розбіжність („розвалювання”) обчислювального процесу.

На даний час у сучасних бортових комплексах крім алгоритмів оптимального оцінювання вектора стану, існують способи обробки однорідної інформації, що добре собі зарекомендували на практиці. Зокрема це спосіб взаємної компенсації. Доцільність використання методу компенсації при обробці інформації в інерціально-супутникових системах навігації пояснюється тим, що в даному випадку вимір навігаційних параметрів здійснюються вимірниками, що засновані на різних фізичних принципах, і при цьому помилки цих вимірників лежать у різних частотних діапазонах.

Основною перевагою Калманівської фільтрації є те, що при комплексуванні СНС і БІНС на виході фільтра Калмана відновлюються оцінки інструментальних похибок БІНС (похибки зсуву нулів гіроскопів і акселерометрів, похибки масштабних коефіцієнтів і т. ін.), які використовуються для корекції інерціальних датчиків. Тому при перервах надходження даних із приймача отримані раніше оцінки похибок ІНС і її вимірювальних елементів дозволяють поліпшити точнісні характеристики ІНС в автономному режимі.

Але й при застосуванні схеми компенсації спільно зі схемами позиційної та швидкісної корекції БІНС існує можливість отримати прогнозовану оцінку зміни похибок БІНС за останній період спільної роботи СНС і БІНС визначеної тривалості, яку потім

використовувати для поліпшення точності визначення навігаційних параметрів у період автономної роботи БІНС.

Постановка задачі. Структурна схема реалізації методу компенсації представлена на рис.1. Алгоритм же комплексної обробки інформації, що використовує метод компенсації, має в порівнянні з оптимальною Калмановською фільтрацією досить простий вигляд:

$$\hat{x} = x_{\text{БІНС}} - F(p)(x_{\text{БІНС}} - x_{\text{СНС}})$$

де F(p) – динамічний фільтр схеми компенсації; $x_{\text{БІНС}}$, $x_{\text{СНС}}$ – навігаційні параметри (координати і складові швидкості) одержувані від БІНС і СНС; $\hat{x}$ – оцінка даного навігаційного параметра.

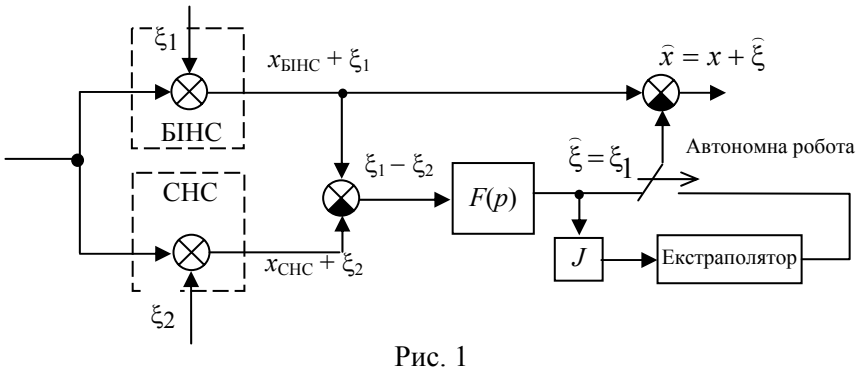


Рис. 1

Якщо вибрати фільтр $F(p)$ таким, щоб він з мінімальним спотворенням пропускав заваду ξ_1 і заглушував заваду ξ_2, то помилка комплексної системи буде мінімальною, тобто помилка $\hat{\xi}$ зменшується залежно від різниці в спектральних характеристиках завад ξ_1 та ξ_2. При значній різниці в частотних характеристиках завад на виході фільтра $F(p)$ (див. рис.1) повністю буде відтворюватися завада ξ_1, тобто помилка БІНС.

Постановка задачі може бути сформульована наступним чином: задаючись математичною моделлю похибки БІНС у вигляді функції часу $f(t)$, (наприклад у вигляді багаточлена $P_n(t)$ ступеню n) і спостерігаючи на етапі комплексній обробці інформації від БІНС і СНС (на інтервалі $t_0 < t_1 < ... < t_n$) на виході фільтра $F(p)$ за поточною похибкою БІНС, в режимі автономної роботи (поза інтервалом $[t_0, t_n]$) шляхом екстраполяції визначити значення функції $f(t)$ по її значенням в точках $t_0 < t_1 < ... < t_n$, яка б як можна точніше відтворювала змінну в часі поточну похибку БІНС. Тоді в режимі автономної роботи отриману математичну модель похибки БІНС можна використовувати для покращення точності визначення навігаційних параметрів.

Розв'язання задачі. Рівняння схеми компенсації (рис.1) може бути записане у вигляді:

$$\hat{X} = X + \xi_1 - F(p)(\xi_1 - \xi_2)$$

або

$$\hat{X} = X + [1 - F(p)]\xi_1 + F(p)\xi_2 = X + \hat{\xi}$$

де $\hat{\xi} = [1 - F(p)]\xi_1 + F(p)\tilde{\xi_2}$ - погрішності комплексної системи.

Якщо вибрати фільтр $F(p)$ таким, щоб він з мінімальним спотворенням пропускав заваду ξ1 і заглушував заваду ξ2, то помилка комплексної системи буде мінімальною.

Відповідно до зазначених умов $F(p)$ повинен бути фільтром низьких частот, тоді фільтр з характеристикою $[1 - F(p)]$ стає фільтром високих частот. В існуючих схемах компенсації фільтр високих частот реалізований як аперіодична ланка з передаточною функцією

$$F(p) = \frac{1}{Tp + 1}$$

де T – стала часу фільтра.

Тоді передаточна функція фільтра низьких частот

$$[1 - F(p)] = \frac{Tp}{Tp + 1} \qquad (1)$$

являє собою реальну диференціювальну ланку.

Дослідження схеми комплексної обробки інформації середньоточної БІНС і високоточної СНС побудованої на основі такого фільтру показують, що оцінка вихідних параметрів набагато менше помилки самої БИНС. Однак, у порівнянні з помилкою СНС має місце зміна помилки схеми компенсації в часі. Максимум досягається (по координаті) на половині часу періоду Шулера. При цьому помилка приблизно в два рази перевищує помилку опорної системи (СНС). Це пояснюється тим, що помилка БІНС, яка обумовлена погрішністю датчика кутової швидкості, крім складової, що змінюється з періодом Шулера, має складову, котра зростає пропорційно часу. Фільтр же низьких частот (1) ефективний тільки для сталих помилок, які не змінюються в часі. У роботі був запропонований більш складний фільтр третього порядку виду:

$$F(p) = \frac{3Tp + 1}{(Tp + 1)(Tp + 1)(Tp + 1)}.$$

Для такого динамічного фільтра передатна функція фільтра низьких частот має вигляд

$$[1 - F(p)] = \frac{T^2 p^2 (Tp + 3)}{T^3 p^3 + 3T^2 p^2 + 3Tp + 1}.$$

При досить великих сталих часу T трійкою в чисельнику можна знехтувати і тоді фільтр низьких частот набуває вигляду

$$[1 - F(p)] = \frac{T^3 p^3}{T^3 p^3 + 3T^2 p^2 + 3Tp + 1}.$$

Такий фільтр уже не пропускає не тільки сталу складову помилки БІНС, але і помилки, що змінюються за законами першого і другого порядків.

Фільтр високих частот

$$F(p) = \frac{3Tp + 1}{(Tp + 1)(Tp + 1)(Tp + 1)}$$

за рахунок наявності форсуючої ланки ($3T$p + 1) декілька підсилює високочастотну складову помилки СНС, що з успіхом компенсується потрійним збільшенням його фільтруючих властивостей.

Такий фільтр за результатами досліджень (див. рис.2) показав результати не гірше, ніж схема оптимальної фільтрації.

Рис.2

При дослідженнях використовувалась модель трикомпонентної БІНС, модель супутникової системи навігації, як еталона, але викривлена білим шумом навігаційна система й модель схеми, що реалізує метод компенсації. Осереднення та фільтрація оцінюваних параметрів на окремих інтервалах часу здійснювалась за методом найменших квадратів. Моделювання здійснювалося з використанням програми візуального моделювання *Simulink*, яка входить до складу універсального математичного пакету програмування *MATLAB*.

На виході фільтру високих частот можна при комплексній обробці інформації від БІНС і СНС спостерігати за поточною похибкою БІНС. Проте аналіз сигналів оцінки відфільтрованих параметрів $\Delta z(t)$(див. рис. 2) показує наявність випадкових варіацій вихідних параметрів. Тому була поставлена задача осереднення та фільтрації оцінюваних параметрів на окремих інтервалах часу.

Як критерії близькості можуть бути використані:

– максимальне відхилення $J = \max\limits_{k=1,2...,N} |\Delta z(\tau)|$

– середнє відхилення $J = \frac{1}{N}\sum\limits_{k=1}^{N} |\Delta z(\tau)|$

– стандартне або середньоквадратичне відхилення $J = \sqrt{\frac{1}{N-1}\sum\limits_{k=1}^{N} |\Delta z(\tau)|^2}$

В роботі був проведений статистичний аналіз характеру змін похибок БІНС у часі, шляхом моделюванні трикомпонентної БІНС при різних вихідних умовах, які більш за все змінюють характер похибок, зокрема: при різних детермінованих складових похибок датчиків первинної інформації − акселерометрів і датчиків кутової швидкості; при різних напрямках польоту (при різних курсах); на різних широтах (деякі результати моделювання змін похибок БІНС у часі представлені на рис. 3). Цей аналіз надає підстави отримати

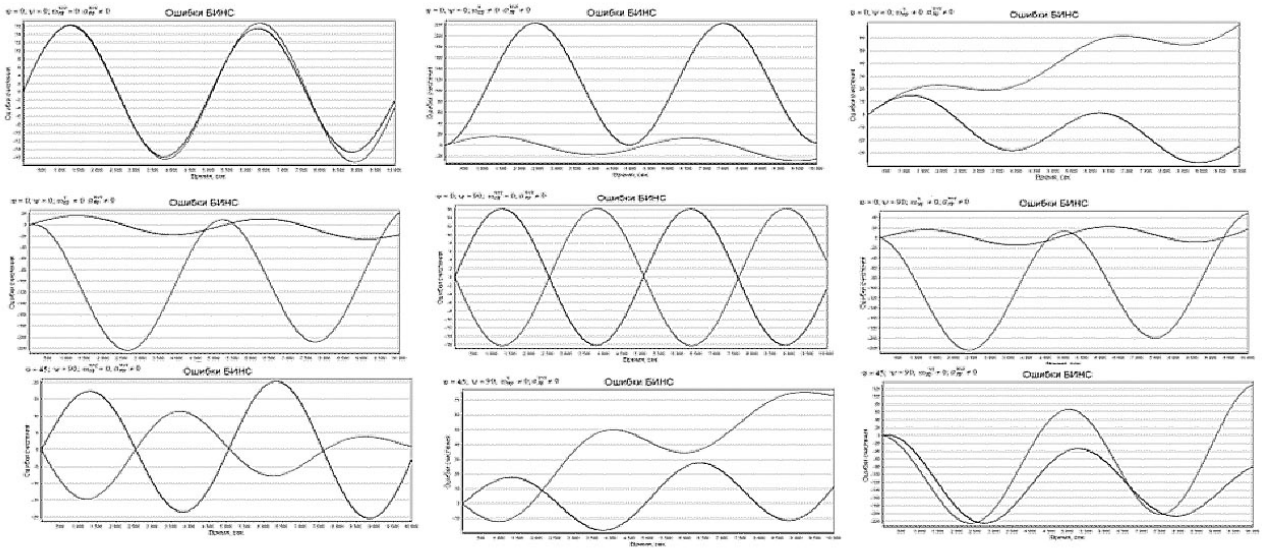


Рис. 3

структуру гіпотетичних математичних моделей зміни похибок числення складових швидкості по широті та по довготі. При отриманні структури моделі було проведено аналіз відомих законів зміни похибок числення швидкості у часі. Зокрема то, що зміни похибок числення складових швидкості відбувається за синусоїдальною залежністю з амплітудою $A_{\text{П}}$, яка залежить від похибок вимірювання прискорень, й з частотою коливань $\omega_{\text{ш}}$, що дорівнює частоті Шулера, а точніше

$$\omega_{\text{ш}} \approx \sqrt{\frac{a}{g_H\left(1-\frac{H}{a}-\frac{1}{2}e^2\sin^2 B\right)}} \ .$$

де H − висота польоту; B − географічна широта; a = 6378388; e = 0.0820365772.

$$g_H = -g\left(1+5{,}2884\cdot 10^{-3}\sin^2 B\right)\left[1-\frac{2H}{a}\left(1-e\sin^2 B\right)\right]$$

Ці параметри отримуються безпосередньо з алгоритмів розв‘язання кінематичних рівнянь БІНС.

У зв’язку з повільним темпом зміни характеру похибок БІНС, а також враховуючи наявність в алгоритмах інерціально-супутникових систем навігації схем позиційної та швидкісної корекції, завдяки чому здійснюється періодичне списання накопиченої похибки

БІНС, і нове накопичення похибок починається від нуля, пропонується складну модель похибок БІНС [1]:

$$\frac{d}{dt}\begin{vmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \\ x_4 \\ x_5 \\ x_6 \end{vmatrix} = D \cdot \begin{vmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \\ x_4 \\ x_5 \\ x_6 \end{vmatrix} + \begin{vmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & \delta & -\beta \\ -\delta & 0 & \alpha \\ \beta & -\alpha & 0 \end{vmatrix} \cdot \begin{vmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{vmatrix} + \begin{vmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ \Delta a_N \\ \Delta a_H \\ \Delta a_E \end{vmatrix};$$

$$D = \begin{vmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ (\Omega_Y^2 + \Omega_Z^2 - \omega_0^2) & (\dot{\Omega}_Z - \Omega_X\Omega_Y) & -(\dot{\Omega}_Y + \Omega_X\Omega_Z) & 0 & 2\Omega_Z & -2\Omega_Y \\ -(\dot{\Omega}_Z + \Omega_X\Omega_Y) & (\Omega_X^2 + \Omega_Z^2 - \omega_0^2) & (\dot{\Omega}_X - \Omega_Y\Omega_Z) & -2\Omega_Z & 0 & 2\Omega_X \\ (\dot{\Omega}_Y - \Omega_X\Omega_Z) & -(\dot{\Omega}_X + \Omega_Y\Omega_Z) & (\Omega_X^2 + \Omega_Y^2 + 2\omega_0^2) & 2\Omega_Y & -2\Omega_X & 0 \end{vmatrix};$$

$$\frac{d}{dt}\begin{vmatrix} \alpha \\ \beta \\ \delta \end{vmatrix} = \begin{vmatrix} 0 & \Omega_Z & -\Omega_Y \\ -\Omega_Z & 0 & \Omega_X \\ \Omega_Y & -\Omega_X & 0 \end{vmatrix} \cdot \begin{vmatrix} \alpha \\ \beta \\ \delta \end{vmatrix} + \begin{vmatrix} \Delta\omega_N \\ \Delta\omega_H \\ \Delta\omega_E \end{vmatrix}; \quad \begin{vmatrix} \Delta a_N \\ \Delta a_H \\ \Delta a_E \end{vmatrix} = B \begin{vmatrix} \Delta a_x \\ \Delta a_y \\ \Delta a_z \end{vmatrix}; \quad \begin{vmatrix} \Delta\omega_N \\ \Delta\omega_H \\ \Delta\omega_E \end{vmatrix} = B \begin{vmatrix} \Delta\omega_x \\ \Delta\omega_y \\ \Delta\omega_z \end{vmatrix},$$

де x_1, x_2, x_3 – похибки БІНС у визначенні координат; x_4, x_5, x_6 – похідні компоненти x_1, x_2, x_3; α, β, δ – кутові похибки орієнтації вимірювального тригранника відносно обчисленого, компоненти вектора кута малого повороту $\Theta = [\alpha, \beta, \delta]$; $\Delta a_{N,H,E}$, $\Delta\omega_{N,H,E}$ – інструментальні похибки акселерометрів і гіроскопів, приведені до осей обертової системи координат, у якій ведеться розв'язання рівнянь похибок; ω_0 – власна частота коливань похибок БІНС – частота Шулера ($\omega_0 = 1{,}25 \cdot 10^{-3}$ с$^{-1}$); Ω_{XYZ} – похідні проекцій вектора абсолютної кутової швидкості обертання вибраного тригранника; Δa_x, Δa_y, Δa_z, $\Delta\omega_x$, $\Delta\omega_y$, $\Delta\omega_z$ – інструментальні похибки акселерометрів і гіроскопів у проекціях на зв'язані осі; B – матриця напрямних косинусів між зв'язаною з ЛА системою координат і вибраною обертовою системою координат – замінити простішими моделями у вигляді лінійної регресії, наприклад у вигляді багаточленів $P_n(t)$ ступеню n.

Природно, що моделі похибок повинні бути окремі за окремими каналами БІНС: три моделі похибок у визначенні координат, три моделі похибок у визначенні складових швидкості. Спостерігаючи на етапі комплексній обробці інформації від БІНС і СНС (на інтервалі $t_0 < t_1 < ... < t_n$) на виходах фільтрів схем компенсації (в кожному з каналів БІНС) за поточними похибками БІНС, в режимі автономної роботи шляхом екстраполяції слід визначити значення змін похибок по їхніх спостережених значеннях.

Найбільш розповсюдженим видом екстраполяції є параболічна екстраполяція, при якій як значення $f(x)$ у точці x береться значення багаточлена $P_n(x)$ ступеня n, що приймає в $n + 1$ точці xi задані значення $y_i = f(x)$. Для параболічної екстраполяції зазвичай використовують інтерполяційні формули, що дають наближений вираз функції $y = f(x)$ за допомогою інтерполяції, тобто через інтерполяційний багаточлен $P_n(x)$ ступеня n, значення якого в заданих точках $x_0, x_1, ..., x_n$ збігаються із значеннями $y_0, y_1, ..., y_n$ функції f в цих точках.

Серед інтерполяційних формул найбільш відомі: інтерполяційна формула Лагранжа, інтерполяційна формула Ньютона, інтерполяційна формула Стирлинга, інтерполяційна формула Бесселя:

Але якщо для екстраполяції обрано поліном другого порядку $y = ax^2 + bx + c$ й відомі координати 3-х різних точок $(x_1; y_1)$, $(x_2; y_2)$, $(x_3; y_3)$, то коефіцієнти такого поліному можуть бути знайдені як:

$$a = \frac{y_3 - \dfrac{x_3(y_2 - y_1) + x_2 y_1 - x_1 y_2}{x_2 - x_1}}{x_3(x_3 - x_1 - x_2) + x_1 x_2},\quad b = \frac{y_2 - y_1}{x_2 - x_1} - a(x_1 + x_2),\quad c = \frac{x_2 y_1 - x_1 y_2}{x_2 - x_1} + a x_1 x_2$$

Розроблений алгоритм прогнозування розвитку похибок БІНС був детально досліджений на моделі однокомпонентної БІНС, після чого впроваджений у розроблену

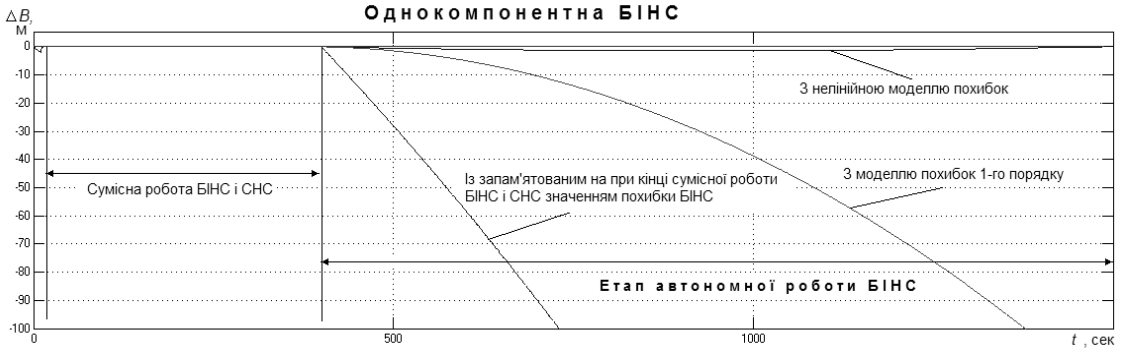


Рис. 4

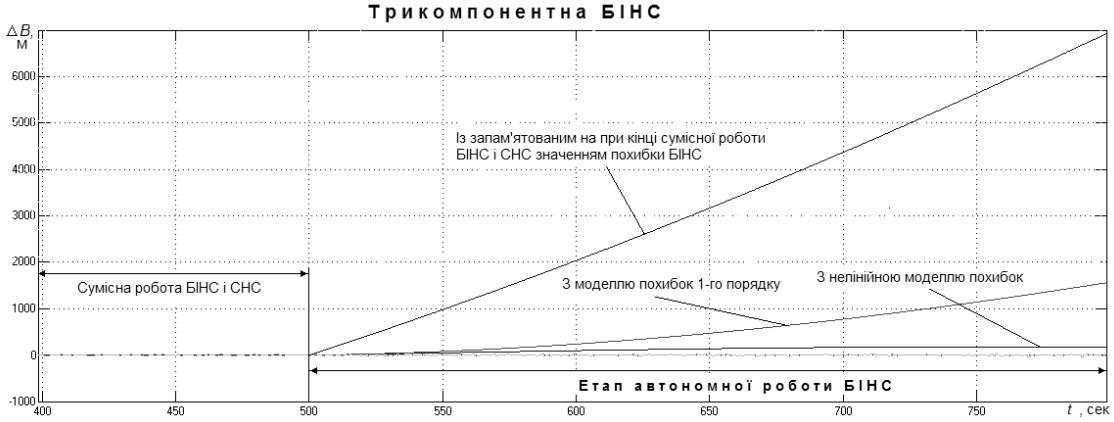


Рис. 5

модель 3-х компонентної БІНС. Результати моделювання представлені на рис. 4,5.

Результати моделювання свідчать про суттєве зменшення помилки автономної роботи БІНС. При автономній роботі широтного каналу 3-хкомпонентної моделі БІНС після відключення схеми комплексування з СНС за інтервал часу 300 с спостерігається зменшення помилки на 2 порядки: з 7 км до 70 м, за умови використання грубих датчиків первинної інформації.

Висновки

На відміну від Калмановської фільтрації запропонований підхід до комплексування інерціально-супутникових систем навігації на основі схеми компенсації більш швидкодіючій, некритичний до нестаціонарних випадкових процесів, що являють собою дрейфи реальних датчиків первинної інформації БІНС, а також досить легко може бути реалізований в бортових процесорах ЦОМ. Розроблений для схеми компенсації спосіб прогнозування оцінки зміни похибок БІНС на основі процедури екстраполяції дозволяє суттєво зменшити помилки автономної роботи БІНС.

Список літератури

1. *М.К. Філяшкін В.О. Рогожин, А.В. Скрипець, Т.І. Лукінова* Інерціально-супутникові навігаційні системи. – К.: Вид-во НАУ, 2009. – 306 с.

УДК 007.52(045)

М.П. Мухіна, к.т.н. (Національний авіаційний університет, Україна)

АЛГОРИТМ ОДНОЧАСНОГО ПОЗИЦІОНУВАННЯ ТА КАРТОГРАФУВАННЯ (SLAM) НА ОСНОВІ ВІЗУАЛЬНОЇ ТА ДАЛЕКОМІРНОЇ ІНФОРМАЦІЇ

Проведено аналіз існуючих методів одночасного позиціонування та картографування (SLAM). Показано, що навігаційні рішення можливі лише при поєднанні засобів абсолютної та відносної навігації, зокрема детальніше проаналізовано сумісне використання візуальної інформації разом із даними від далекомірів. Досліджено варіанти використання візуальної інформації в якості основної з її узгодженням з традиційними джерелами навігаційних даних .

Актуальність дослідження. Припустимо, що об'єкт (надалі робот) поміщений в абсолютно невідомому середовищі, і його початкове місцеположення невідомо. Задача одночасного позиціонування та картографування полягає в наступному: необхідно скласти карту місцевості з *одночасним* неперервним визначенням свого положення на цій карті. Розв'язання такої задачі дозволить створити дійсно автономного робота, який з однаковою ефективністю буде визначати місцеположення як у великому місті, так і на віддаленій планеті. Проте практична реалізація розв'язку задачі SLAM на сьогодні існує лише як часткові випадки, які не є універсальними, гнучкими або робасними.

Тому метою роботи є узагальнення існуючих підходів до розв'язання задачі SLAM, аналіз недоліків та труднощів практичної реалізації кожного з них, а також дослідження можливості використання візуальної інформації як основної з її узгодженням з іншими даними.

Постановка задачі. Класичне формулювання задачі SLAM [1] є таким: нехай робот рухається в недослідженому середовищі та здійснює спостереження певної кількості орієнтирів (рис. 1). Необхідно обчислювати розподілення імовірностей у момент часу k

$$P(\mathbf{x}_k, \mathbf{l} \mid \mathbf{Z}_{0:k}, \mathbf{U}_{0:k}, \mathbf{x}_0),$$

тобто у будь-який момент мати змогу знайти положення об'єкту $\mathbf{x}_k$ та положення спостережуваних орієнтирів $\mathbf{l}$, якщо відомі спостереження орієнтирів на всьому проміжку часу $\mathbf{Z}_{0:k}$ та керуючі впливи $\mathbf{U}_{0:k}$, а також початковий стан об'єкта $\mathbf{x}_0$.

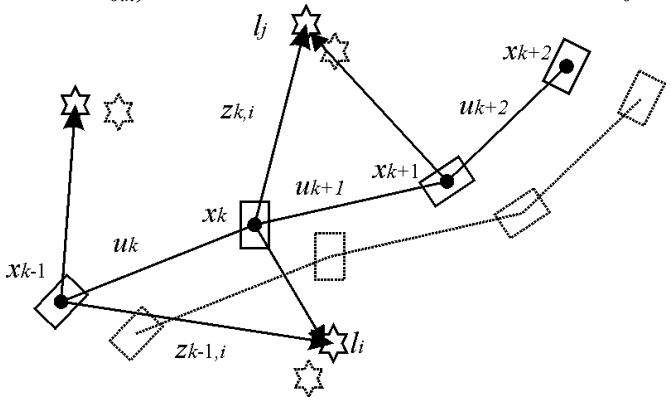


Рис. 1 Траєкторія руху робота: — - істинне значення, ···· - обчислене.

При цьому вважається, що задані моделі спостереження у вигляді ймовірності спостереження $\mathbf{z}_k$, якщо відомі положення роботу та орієнтиру:

$$P(\mathbf{z}_k \mid \mathbf{x}_k, \mathbf{l}),$$

моделі руху у вигляді розподілення ймовірностей переходу із одного стану в інший:

$$P(\mathbf{x}k \mid \mathbf{x}_{k-1}, \mathbf{u}_k).$$

Аналіз існуючих підходів. Детальний огляд та аналіз проблеми розв'язання SLAM був зроблений в [1]. Зокрема, одним з базових методів вважається розширений фільтр Калмана, який відрізняється обчислювальною складністю при його практичній реалізації. Крім того,

цей метод потребує адекватної моделі як руху об'єкта, так і моделей спостереження, тобто системи датчиків. Частково вказані труднощі усуваються при використанні так званого швидкого алгоритму SLAM на основі використання фільтру часток (Rao-Blackwellized фільтру) за рахунок зменшення розмірності простору станів. Проте його практичне використання на тривалому проміжку часу призводить до того, що система вироджується через неможливість «забувати» попередні спостереження.

Щодо практичної реалізації методів SLAM, то найбільша кількість робіт присвячена візуальним SLAM, що ґрунтуються на обробці візуальної інформації про навколишнє середовище, виявлення *знайомих* (або характерних) особливостей (орієнтирів) та позиціонування через вимірювання відстані та орієнтації об'єкта відносно орієнтира [2]. Іншим, досить поширеним підходом є постійне вимірювання одного навігаційного параметру, наприклад, відстані до перешкоди, що створює так зване фізичне поле. При знаходженні певних відповідностей між поточними вимірюваннями й тими, що були зроблені попередньо, робиться висновок про те, що об'єкт перебуває в точці, яку вже проходив. Тим самим розв'язується одна з головних проблем візуального SLAM, а саме коректне позиціонування робота при його поверненні в початкову точку. Тому перспективним може вважатися підхід комплексування візуальної інформації з іншими навігаційними даними, проте це потребує значних алгоритмічних та машинних витрат.

Структура навігаційної системи для реалізації SLAM. Будемо вважати, що координати об'єкта визначаються в деякій локальній прямокутній системі координат (СК) – x_i, y_i. Робот рухається по заданій траєкторії, координати якої задаються попередньо (зрозуміло, що вони задаються в тій самій СК, але практично вони ніяк не прив'язані до реальної місцевості, оскільки інформація про неї вважається відсутньою). Також припускається, що для реалізації алгоритму керування рухом об'єкта по заданій траєкторії необхідна інформація про його поточну швидкість **V** (або прискорення **a**) та курс ψ. Алгоритм керування для подібних випадків розглянуто в роботі [3]. Далі необхідно визначати орієнтири та певні особливості місцевості з метою її картографування. Для цього пропонується використовувати сумісно візуальну інформацію разом із далекомірною. Відеокамера або декілька камер виділяють характерні особливості місцевості, що потім відстежуються протягом певного відрізку часу, по результатам вимірювань далекомірів приймається рішення про відповідність відстежуваної особливості вимогам до матеріального об'єкту, який *може вважатися* за орієнтир. Якщо орієнтир визначено, камера(и) переключається на його відстеження та визначення відстані до нього $D_{віз}$. Також відстань $D_{уз}$ до орієнтира визначається з допомогою далекоміра, наприклад ультразвукового, а якщо вважати, що далекомір буде працювати в скануючому обертальному режимі, то можливе також визначення пеленгу орієнтира A, тобто кута між повздовжньою віссю робота та напрямком на орієнтир. Таким чином, узагальнена структура навігаційної системи для реалізації SLAM може бути представлена наступним чином (рис. 2).

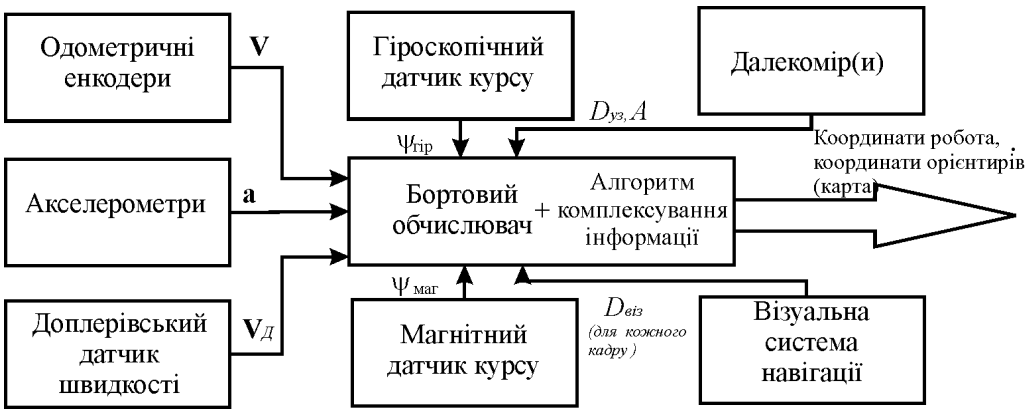


Рис. 2. Узагальнена структура навігаційної системи для реалізації SLAM.

Для визначення координат роботу використовується метод числення координат, для якого необхідно мати датчики швидкостей або прискорень. Для мобільного колісного роботу рекомендовано використання одометричних датчиків, що дають кількість оборотів колеса за одиницю часу або кут повороту коліс у певний момент часу [4].

Якщо робот планується використовувати для руху по нерівній поверхні, або якщо тип рухомої основи робота відрізняється від колісного типу, то одометричні датчики рекомендовано замінити на інерціальні датчики, зокрема акселерометри або датчики швидкості, які є засобами відносної навігації.

Визначення кутового положення роботу, зокрема його курсу в даній локальній СК, рекомендовано здійснювати шляхом комплексування інформації як мінімум від двох датчиків: магнітного датчика курсу та гіроскопічного.

На рис. 2 прийняті такі позначення: **V** – лінійна швидкість руху роботу, **a** – лінійні прискорення роботу, $\mathbf{V}_Д$ – шляхова (допплерівська) швидкість роботу, $\psi_{гір}$ – гіроскопічний курс роботу (встановлюється за довільно обраним напрямком, наприклад вздовж осі *y*), $\psi_{маг}$ – магнітний курс роботу, $D_{уз}$, A – відстань до орієнтира та його пеленг відносно повздовжньої осі робота (від далекоміра), $D_{віз}$ – відстань до орієнтиру (від візуальної системи навігації).

Алгоритм одночасного позиціонування та картографування. Визначення координат здійснюється за принципом числення шляху у вибраній СК (рис. 3):

$$x(t) = x_0 + \int_0^t \left(\frac{V_{прав}(\tau) + V_{лів}(\tau)}{2} \right) \cos\psi(\tau)\, d\tau;$$

$$y(t) = y_0 + \int_0^t \left(\frac{V_{прав}(\tau) + V_{лів}(\tau)}{2} \right) \sin\psi(\tau) d\tau;$$

$$\psi(t) = \psi_0 + \int_0^t \left(\frac{V_{прав}(\tau) - V_{лів}(\tau)}{B} \right) d\tau,$$

де B – відстань між правими та лівими колесами, ψ - курс мобільного роботу, $V_{прав}$ та $V_{лів}$ – відповідно лінійні швидкості правої та лівої пари коліс.

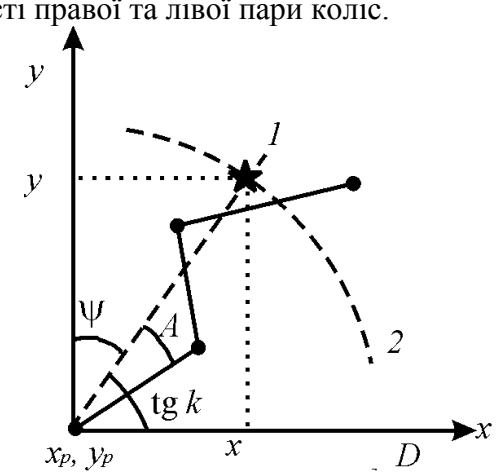


Рис. 3 Система координат та основні навігаційні параметри

Система координат задається наступним чином: початок координат прив'язується до місця розташування роботу в початковий момент часу, тобто в початок руху; вісь *x* орієнтується вздовж повздовжньою осі робота, вісь *y* відповідно перпендикулярна до осі x і вважається віссю відліку для визначення курсу та пеленгу.

Отримані навігаційні параметри – швидкість(прискорення) та курс – обов'язково повинні комплексуватися для покращення точності вимірювань. Для цього були визначені математичні описання відповідних датчиків [4]. Математична модель гіроскопічного компасу подається у вигляді

$$\psi_{гір} = \psi + \Delta\psi_{\Omega} + \psi_{др} + \Delta\psi_{i},$$

де ψ – географічний курс; $\psi_{гір}$ - гіроскопічний курс.

Методичну помилку $\Delta\psi_{\Omega}$, що обумовлена обертанням Землі, можна отримати з виразу:

$$\Delta\dot{\psi}_{\Omega} = \left(\Omega_3 + \dot{\lambda}\right)\ \left(\sin\varphi - \sin\varphi_{гір}\right),$$

де $\dot{\lambda}$ – швидкість зміни довготи; Ω_3 – швидкість обертання Землі; φ – істинна широта; $\varphi_{гір}$ – широта, що задається для компенсації дрейфу.

Розмір інструментальної похибки $\Delta\psi_{i}$ незначний, тому нею можна знехтувати.

Дрейф гіроскопічного компасу можна визначити з виразу:

$$\Delta\dot{\psi}_{др} = \Delta\omega_{гір} + \xi_{гір},$$

де $\Delta\omega_{гір}$ – постійна або низькочастотна складова швидкості дрейфу компасу; $\xi_{гір}$ – флуктуаційна складова швидкості дрейфу, яка обумовлена розбалансуванням та ін.

Математична модель магнітного компасу рекомендується у вигляді:

$$\psi_{маг} = \psi_{мк} + \Delta\psi_{м};$$

$$\Delta\dot{\psi}_{мк} + f(\psi_{маг} - \psi_{мк}) = \Delta\omega_{м} + \xi_{м},$$

де $\Delta\psi_{м}$ – похибки магнітного компасу; $f\left(\psi_{маг} - \psi_{мк}\right)$ – характеристика корекції; $\Delta\omega_{м}$, $\xi_{м}$ – постійна та флуктуаційна складова дрейфу.

Одометричні датчики мають переважно постійну складову помилок, що накопичуються з часом. Допплерівський датчик швидкості, як і будь-яка радіотехнічна система, буде мати переважно високочастотну складову шуму. Тому можна записати наступні моделі датчиків:

для одометричних

$$V_{Енкодер}(t) = V(t) + \Delta(t) = \frac{2\pi R}{nt} + \Delta(t),$$

де n - розподільча здатність датчика, $\Delta(t)$ - постійна складова помилок,

для допплерівського датчика швидкості

$$V_{Д}(t) = V(t) + \xi(t),$$

де $\xi(t)$ - високочастотна складова у вигляді білого шуму з обмеженою смугою пропускання.

Для комплексування навігаційних даних пропонується використовувати відомі методи такі як метод найменших квадратів, метод максимуму правдоподібності або навіть прості схеми типу компенсації або фільтрації.

Розглянемо тепер основні залежності для визначення координат орієнтиру та подальшого картографування місцевості. При одночасному вимірюванні двох параметрів, відстані та пеленгу, отримаємо дві лінії положення у двохмірному просторі: лінію рівних відстаней (крива1) та лінію рівних пеленгів (пряма 2) на рис. 3. Ці лінії положення у загальному випадку можуть бути описані наступним чином:

$$\begin{cases} y = kx + b, \\ (x - x_0)^2 + (y - y_0)^2 = D^2 \end{cases} \qquad (1)$$

Підставимо тепер у вираз (1) відомі з процедури числення шляху значення координат робота, який є центром кола, виміряне значення відстані до орієнтиру, а величина нахилу прямої до осі x може бути визначена через відоме значення пеленгу орієнтира та відомий курс, наприклад для показаного на рис. 3 варіанту розташування орієнтиру та роботу $k = \tan\left(\frac{\pi}{2} - \psi\right)$. Визначимо невідомий коефіцієнт b через рівняння лінії рівних пеленгів, якому задовольняють координати місцеположення робота x_p, y_p, і підставимо його до першого рівняння системи (1)

$$b = y_p - kx_p \Rightarrow y = kx + (y_p - kx_p)\,.$$

Далі необхідно підставити невідому y у друге рівняння системи (1) та розв'язати отримане квадратне рівняння:

$$x^2(1+k^2) + x(-2x_p - 2k^2x_p) + (x_p^2 + k^2x_p^2 - D^2) = 0\,. \quad (2)$$

Зрозуміло, що при розв'язанні отримаємо два варіанти координат орієнтиру, тому пропонується усувати таку неоднозначність через повторне вимірювання тих самих параметрів на наступному кроці і розв'язанні рівняння (2) для інших значень координат робота x_p, y_p. Той розв'язок, що є загальним для двох випадків, і буде шуканими координатами орієнтиру.

Висновки

Обрано та обґрунтовано структуру навігаційної системи мобільного наземного роботу, що дозволить сумісне використання візуальної та далекомірної інформації для визначення координат орієнтиру та його картографування. Розроблено алгоритм визначення координат орієнтиру по даним візуальної та далекомірної навігації. Позиціонування самого робота пропонується здійснювати за принципом числення шляху та можливого подальшого коректування за попередньо визначеними орієнтирами.

Список літератури

1. *Durrant-Whyte, H. Bailey, T.* Simultaneous localization and mapping: part I // Robotics & Automation Magazine, IEEE, Vol. 13, 2006.- pp. 99-110.

2. *Andrew J. Davison, Yolanda Gonzalez Cid, Nobuyuki Kita* Real-time 3D slam with wide-angle vision // 5th IFAC/EURON Symposium on Intelligent Autonomous Vehicles, Instituto Superior Técnico, Lisboa, Portugal, July 5-7, 2004

3. *Мухина М.П., Федосенко А.В.* Алгоритм управления движением мобильного робота с дифференциальным приводом по заданной траектории // Кибернетика и вычислительная техника. – 2007. – Вып. 153. – С. 96-103.

4. *В.О. Рогожин, В.М. Синєглазов, М.К. Філяшкін* Пілотажно-навігаційні комплекси повітряних суден: Підручник. – К.: Книжкове вид-во НАУ, 2005. – 316 с.

УДК 681.3

О.Г. Ситник, к.т.н., доц., О.С. Юрченко, к.т.н., доц.
(Національний авіаційний університет, Україна)

КРИТЕРІЇ ОЦІНКИ ЯКОСТІ ТЕХНІЧНОЇ ДОКУМЕНТАЦІЇ ДЛЯ ПРОЕКТУВАННЯ І ВИРОБНИЦТВА АВІОНІКИ В ЦИВІЛЬНІЙ АВІАЦІЇ

Теоретичні аспекти виникнення проблем оцінки якості технічної документації для засобів авіонікі за допомогою експертних процедур, поняття і завдань які розв'язуються в теорії є актуальною темою вивчення. Вирішення проблем впливу критеріїв оцінки якості технічної документації на функціонування складних систем авіоник в ЦА, а також в теорії потребує роз'яснення багатьох теоретичних моментів. Проявлення критеріїв оцінки якості технічної документації на функціонування складних систем авіоникі, експертних процедур, поняття і завдань які розв'язуються в теорії та особливості критеріїв їх оцінки обумовлюються неможливістю вирішення проблем оптимальності процесів без допомоги розроблених елементів теорії за допомогою сучасних досліджень в області штучного інтелекту.

Вступ. Альтернативи, розглянуті в процесі оцінки якості технічної документації [1], можуть мати вигляд елементів безлічі точок (цілісне подання) або точок критеріального простору, що формально математично описується в теорії (критеріальне подання). У практичних завданнях оцінки якості технічної документації потрібна розробка методів рішення наступних завдань: побудови безлічі можливих і припустимих альтернатив, формування наборів аспектів, необхідних для оцінки альтернатів, критеріального простору, упорядкування альтернатив по аспектах, одержання оцінок за критеріями якості технічної документації.

Актуальність дослідження проблеми якості технічної документації відома спеціалістам [2] через методи рішення завдань оцінювання, яки засновані на використанні експертних систем. З подальшого викладу буде видно, що всі вони є модифі-каціями загального завдання оцінювання якості технічної документації, суть якого складається в зіставленні числа оцінок розглянутій системі (об'єкту). Методи рішення завдань оцінювання засновані на використанні експертних процедур, але основна увага в роботі поділяється на нетрадиційні методи вирішення проблем. Актуальність проблем, пов'язаних з якістю виготовлення технічної документації для проектування або виробництва приладів авіоніки, вимагає розробки наукових основ контролю та оптимізації показників та критеріїв оцінки, удосконалення механізмів керування які-стю через впровадження новітніх технологій у цивільній авіації (ЦА) та підвищенням ролі експертизи продукції в межах CALS-технології [3]. Адже документація, достовірність і зміст якої визначає умови її функціонування і використання, залишається об’єктом дослідження, що має певну вартість і затрати на виготовлення такі ж реальні, як затрати на виробництво інших промислових товарів для ЦА.

Постановка проблеми полягає в дослідженні критеріїв оцінки якості технічної документації для проектування або виробництва складних систем авіоники. Розглядаються особливості критеріїв їх оцінки якості технічної документації для проектування або виробництва складних систем авіоники, яки можуть бути викликані цілою низкою причин.

Як відомо [4], історично термін «якість» стосовно технічної документації розвивався у трьох напрямках:

• по-перше, якість була і залишається на далі однією з філософських категорій за кордоном;

• по-друге, якість - важлива умова будь-якого технічного виробництва в ЦА;

• по-третє, якість - категорія соціально-економічна, яка показує рівень розвитку ЦА в державі через підвищення якості продукції авіоніки.

Все це дозволяє максимально задовольнити матеріальні потреби в якісної документації для проектування або виробництво засобів авіоніки для ЦА. Іншими словами «якість» – це необхідність, яка проявляється в розробці концепції виготовлення достовірної та якісної

технічної документації, для всіх процесів проектування і виробництва приладів авіоніки в межах вимог його конструкції, удосконалення технологічних процесів виробництва, використання системного функціонального аналізу, задоволення вимог найвибагливіших закордонних або вітчизняних замовників. І в розвитку цих функцій якості повинен бути безперечно зацікавлений весь творчий колектив (автор проекту, виробник, державний чиновник і т.і.). Тому давно назріла необхідність розробки методології наукового дослідження не тілько достовірності але і якості технічної документації в цілому.

Аналіз останніх досліджень, в яких започатковано розв'язання проблеми якості на проектування і виробництво складних систем авіоніки та особливості критеріїв їх оцінки відомі з технічної літератури [5] і полягаєть в тому, що здається неможливим вирішення проблеми оптимальності змісту завдання, яке складається в зіставленні різних критеріїв. Розглядаючи якість з позиції квалілогії [1], пропонується об'єднати в одне ціле теоретичні й практичні аспекти експертної оцінки, які охоплюють поняття корисності, інформативності, оцінювання змістових та фізичних показників, ціну виготовлення технічної документації. Відомо, що сукупність властивостей будь -якого життєвого циклу технічної документації в межах CALS-технології. розглядається у вигляді ієрархічної структури, яка складається з певної кількості рівнів.

Мета дослідження. Необхідність визначення мети дослідження дозволить формалізувати вирішення поставленої задачі тому, що вона вирішується системою документування [2]. Основні фактори, що оцінюються і визначають якість документації та умови, які обмежують її можливості на практиці викликають найбільші труднощі, які пов'язані з цілеспрямованим пошуком кількісних характеристик властивостей. Відсутність методичного підходу призводить до того, що показники якості документації вибираються з числа тих параметрів, які традиційно описують її технічні властивості. При цьому проблема вибору полягає у виявленні певних груп критеріїв, які відповідали б вимогам їх сутності та незалежності. Такий вибір номенклатури критеріїв якості документації може бути виконаний за допомогою функціонального технічного аналізу з утворенням «дерева» функцій якості технічної документації.

Виклад основного матеріалу дослідження з повним обґрунтуванням отриманих наукових результатів почнемо з поетапного розгляду процесів надходження критеріїв оцінки якості документації і характеристик досягаємого результату дослідження. Більше складні форми оцінювання [3], у яких, як правило, еталон відсутній і операцію зіставлення критеріїв в явному виді не вдається вказати в процесі дослідження, тому розглянемо запропоновану методику проведення експертизи, яка передбачає оцінювання якості документації такими критеріями:

• довговічність (через величину фізичного зношення і через швидкість старіння інформації, тобто «моральну» застарілість);

•здатність до зберігання документації в різних умовах;

• здатність до реставрації документації;

• надійність документації: технологічна, гарантійна, метрологічна і стандартна, експлуатаційна та інформаційна;

• кондиційність документації (відповідність технічним нормам, стандартам);

• вимоги документації: ергономічними, естетичними, патентно-правовими та економічними, тощо.

Запропоновані шляхи вирішення проблем. Для чого пропонується використовувати невідомий раніше підхід. Відомо [4], що для опису принципів оптимальності експертизи технічної документації вводится термінологія – це дослідження якості (споживчих властивостей), кількості та відповідності умовам нормативної документації (технологічним інструкціям, нормам, стандартам), який передбачає експертне оцінювання кількості, якості і ціни, визначення ієрархічного рівня якості, гарантійного терміну. Пропонується визначення орієнтованої ціни виготовлення технічної документації з урахуванням його фактичної якості, здійснюється експертиза якості нової, щойно виготовленої документації, якою певний період

користувався спеціаліст в ЦА. Розглянемо деякі параметри технічної документації для практичного оцінювання якості

$$\psi_p = \psi_{op}\psi_a\psi_{np}\psi_c, \quad (1)$$

де $\psi_{op}, \psi_a, \psi_{np}, \psi_c$ — частотно-контрастні характеристики відповідно репродукції, оригіналу, процесів аналізу, перетворень і синтезу технічної документації.

Для скорочення аналітичних записів будемо розглядати процес маскування тільки як метод корекції апертурних перекручувань і тільки в напрямку рядкового розгорнення зображень в технічної документації. Аналітично процес маскування зводиться до перетворення просторових і частотних характеристик оригіналу під впливом маскування, зображення яке має також певні просторово-частотні характеристики. Скануюча апертура працює як просторовий лінійний фільтр із функцією передачі *Ψa,* що змінює частотно-просторовий спектр вихідного зображення в технічної документації. Для просторової й частотної областей зображення оригіналу й репродукції (копії документації), отриманої в результаті фотографування або оптико-електричного перетворення, справедливі наступні вирази:

$$\begin{aligned} \rho'_p(x) &= \int_{-\infty}^{\infty} \rho_{op}(x-\xi)\psi'_a(\xi)d\xi; \\ S'_p(\omega_x) &= S_{op}(\omega_x)\psi'_a(\omega_x), \end{aligned} \quad (2)$$

де $\rho_{op}(x), \rho'_p(x)$ — функції просторового розподілу коефіцієнта відбиття на оригіналі й репродукції;

$\psi'_a(\xi)$ — функція передачі апертури або розсіювання фотошаруючи;

$S_{op}(\omega_x), S_p(\omega_x), \psi'_a(\omega_x)$ — спектри вихідного й перетвореного зображень, а також функції передачі.

Вперше була встановлена природа функції, яка дозволяє оцінити ступінь досяжності мети [4], яка стоїть перед експертом для оцінювання якості технічної документації, з урахуванням факторів, які виливають на процес функціонування системи документування. Тому експерт вирішує не вихідне завдання вибору, якщо тепер з першої репродукції виготовити другу, або якщо первинний оригінал проаналізувати іншою апертурою, що має передатну функцію $\psi''_a(\xi)$, то за аналогією з (2) отримаємо

$$\begin{aligned} \rho''_p(x) &= \int_{-\infty}^{\infty} \rho'_p(x-\xi)\psi''_a(\xi)d\xi; \\ S''_p(\omega_k) &= S'_p(\omega_x)\psi''_a(\omega_x) = S_{op}(\omega_x)\psi'_a(\omega_x)\psi''_a(\omega_x). \end{aligned} \quad (3)$$

або за аналогією з (3) отримаємо

$$\begin{aligned} D^{ж}_{кор} &= a_1 D_с \pm f_1(D_з, D_к); \\ D^{п}_{кор} &= a_2 D_з \pm f_2(D_с, D_к); \\ D^{г}_{кор} &= a_3 D_г \pm f_3(D_с, D_з), \end{aligned} \quad (4)$$

де $D^{ж}_{кор}$, $D^{п}_{кор}$, $D^{г}_{кор}$ — оптичні щільності на фотоформі, необхідні для неспотвореного відтворення основних кольорів оригіналу на технічної документації;

$D_с$, $D_з$ $D_г$ — щільності негатива, отримані при фотографуванні оригіналу через синій, зелений і червоний світлофільтри;

$f_1(D_з, D_к)$, $f_2(D_с, D_к)$, $f_3(D_с, D_з)$ — члени, що маскують рівняння кольорокорекції;

a_1, a_2, a_3 — постійні коефіцієнти, обумовлені зональними оптичними щільностями точно відтворених кольорів оригіналу.

Залежно від характеру функцій f_1, f_2, f_3, а також способу реалізації рівнянь кольорокорекції за аналогією з фотомеханічним маскуванням можна назвати три методи кольорокорекції, застосовувані в сучасних системах документування: одноступінчасте перехресне, двоступінчасте перехресне й двоступінчате компенсативне маскування.

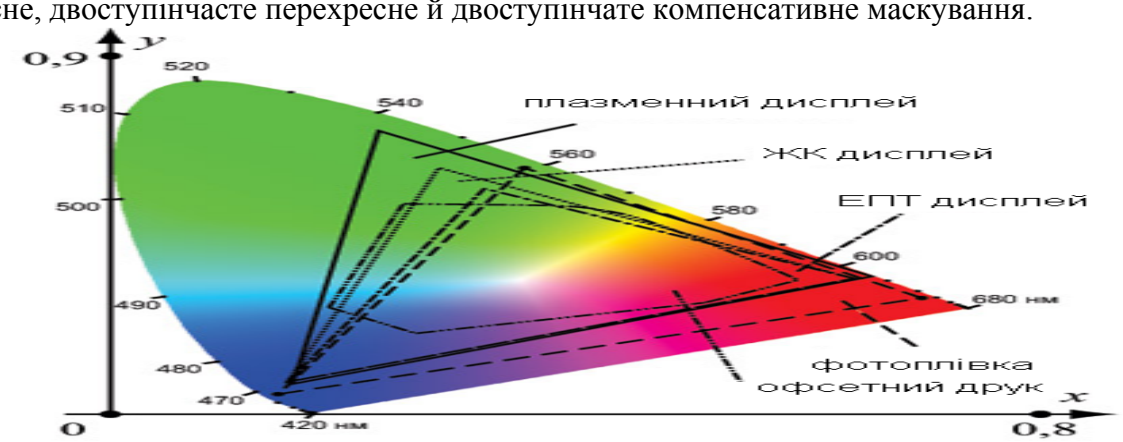


Рис.1. Діаграма кольоровості з приблизними колірними гамами для різних класів пристроїв авіоніки

Науковий результат, що отриманий на підставі застосування теорії і науково-методичного апарату дослідження полягає в розкритті механізму оцінки якості технічної документації в межах кожного з класів [4], тому можна визначити велику кількість критеріїв, які розрізняються в залежності від призначення і задач дослідження. Вважаємо, що в кожному конкретному випадку вибір критерія потребує спеціального підходу і дослідження. Значне місце серед всіх видів експертиз параметрів технічної документації займає перевірка критеріїв якості виготовлення, що здійснюється з метою визначення якісних властивостей в окремій партії, або після їх тривалого використання та виявлення прихованих технологічно-виробничих дефектів. Вибір показників якості, за якими проводиться експертиза, залежить від завдань експертизи, мети й умов її проведення. Експерт під час проведення експертизи повинен враховувати споживчі (експлуатаційні) характеристики виготовлення, які мають свої критерії цінності залежно від призначення, виявлені певною категорією спеціалістів: їх соціальну значимість, практичну корисність, зручність у користуванні, естетичну досконалість. Визначення критеріїв споживчих властивостей і якості технічної документації здійснюють в три етапи:

—на першому – експерти вивчають досліджуваний предмет (документацію): технологію виготовлення, виявляють особливості виробництва в ЦА, збирають необхідну інформацію про споживачів, умови користування, аналізують процеси її експлуатації - використання, транспортування, зберігання, визначають тенденції зміни конструктивно-технічних та художньо-стильових характеристик документації певної групи за весь життєвий цикл, на основі чого будуються модель вихідної ситуації, складовою якої є комплекс вимог до якості, який охоплює різні групи властивостей і критеріїв (соціального призначення, функціональності, надійності, ергономічності тощо);

– на другому – розробляють номенклатуру споживчих властивостей і критеріїв якості для документації кожної групи. Експерти використовують задану інформацію і будують ієрархічну схему показників, розміщуючи їх за рівнями;

–на третьому – розглядають кожну групу критеріїв на рівні одиничних, групових, комплексних та інтегральних, враховуючи їх вагомість для певного виду документації в ЦА.

Особистий внесок авторів полягає у розкритті суті процесу і механізму вирішення проблем [4], Основні методи експертизи технічної документації можуть бути загальними і конкретними, оперативними і комплексними. За способом і джерелом отримання інформації їх класифікують на: технічні, органолептичні, вимірювальні (метрологічні), реєстраційні, розрахункові, експертні. Органолептичний метод ґрунтується на використанні інформації від органів чуття людей, які виконують роль приймачів і перетворювачів інформації.

Використовувати можна критерії кількісної оцінки (методи виявлення якісних відмінностей, часткової і загальної оцінки, споживчих оцінок). Кількісне оцінювання кваліметричних критеріїв будується на застосуванні методів якісних відмінностей, які включають бальний метод, порівняльний, метод послідовності, розбавлення. Для визначення номенклатури кваліметричних критеріїв, коефіцієнта їх вагомості, вимірювання та оцінювання використовуються експертні методи. Вони класифікуються на такі різновиди – провідного експерта, комісій і комбіновані. На жаль, на сьогодні, практично, відсутній, на нашу думку, системний підхід до оцінки надійності і точності експерта, а існуючі методи об'єднують у п'ять груп – евристичні, статистичні, тестових оцінок, документальні, комбіновані. Проте ці методи мають ряд недоліків, тому вважаємо, що доцільно використовувати комбінований метод, який передбачає наступні етапи, як на (рис.2):

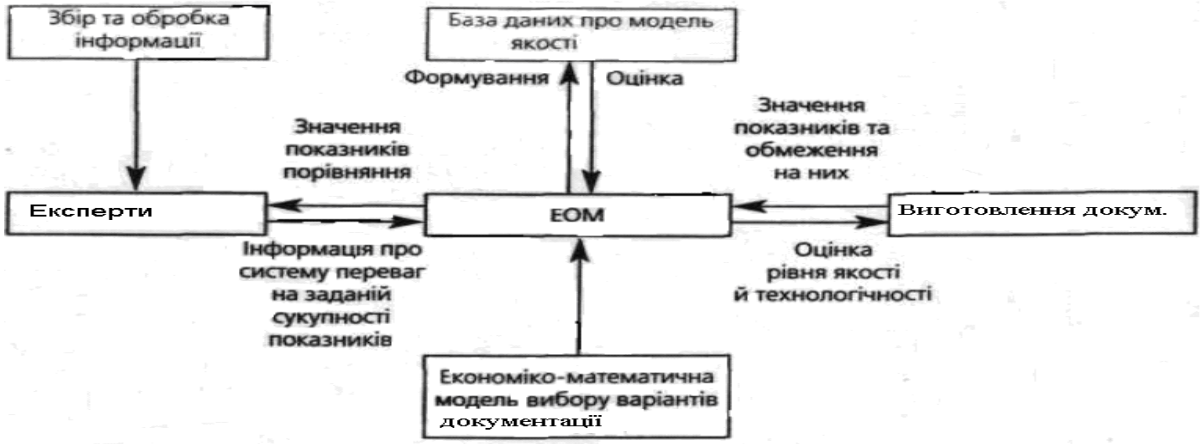


Рис 2. Схема алгоритму збирання і обробки експертної інформації при оцінки технічної документації.

У випадку використання провідного експерта результати експертизи залежать від рівня його професійних знань, особистості, рівня компетентності. Метод експертних комісій передбачає участь в аналізі та оцінюванні технічної документації групи спеціалістів. Способи одержання інформації від експерта можуть бути колективними та індивідуальними як на (рис.3). До колективних методів входять: метод Делфі, що передбачає заповнення анкети кожним експертом окремо, а до анкети додаються пояснення і роботи проводяться у 2 ÷ 3 тури, і метод Паттерна, який заснований на побудові ієрархічної структури – дерева цілей і прийняття рішень – за ним можна визначити коефіцієнти вагомості.

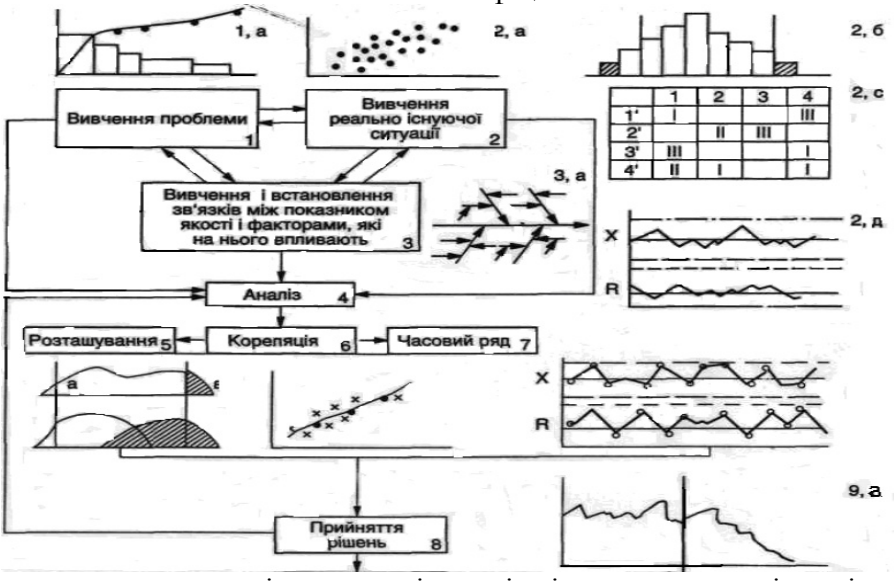


Рис. 3. Схема використання різних методів аналізу і контролю якості технічної документації. Де: 1, а - діаграма Паретто; 2, а - діаграма розкиду; 2. б - гістограма; 2, в - контрольний аркуш; 2, г — контрольна карта; 3, а — схема Ісікава; 9, а — графік тимчасового ряду для побудови структурної схеми показників продукції.

Гіпотеза вирішення проблем. Введення запропонованого вище критерію якості технічної документації для оцінки процесу проектування, або виробництва приладів авіоніки [4] висуває додаткові вимоги щодо мінімальності числа часткових критеріїв і повноти визначення суті процесу. Аналіз існуючих експертиз показує, що в процесі їхнього використання можна виділити деяку послідовність дій. Оскільки процес виготовлення технічної документації характеризується рядом властивостей, які не піддаються безпосередньому вимірюванню, пропонується оцінювати їх так званими латентними критеріями, застосовуючи математично-статистичні методи.

Вперше розроблений метод оцінки якості технічної документації [4]. Ефективність рішення кожної з таких задач оцінюється відповідним частковим критерієм. Визначення кваліметричних критеріїв технічної документації методами математичної статистики полягає у виборі формул та оцінюванні необхідних параметрів згідно з розробленими алгоритмами, які демонструють статистичний взаємозв'язок між вхідними і вихідними даними показників, вираженими через кореляційне поле, візуальний аналіз якого дозволяє визначати форму зв'язку (лінійний чи нелінійний), спрямованість (зворотня чи незворотня), знаходження коефіцієнтів лінійної регресії, виконувати обчислення характеристик центральної тенденції, частот для розподілу Пуассона, визначення критерію Пірсона тощо.

Висновки

Висновки і перспективи подальших досліджень в науковому піднапрямку обробки зображень полягають в тому, що вперше запропоновано нетрадиційній підхід к вирішенню проблем визначення якості технічної документації через створення сучасних елементів теорії. Це дозволяє робити більш точні розрахунки для підвищення якості технічної документації. Запропоновани елементи нової теорії підкріплюються фундаментальними дослідженнями і розрахунковими даними, що були використані в роботі, для підтвердження отриманих результатів у процесі моделювання. Однак складність і багатогранність функцій технічної документації, значимість та вагомість кожної групи кваліметричних показників змінюється з плином часу, від чого проблема стає не перехідною, а постійно загострюється, особливо коли критерії якості технічної документації вступають у протиріччя з вимогами користувачів-замовників або якщо дизайн, оперативність і достовірність інформації, її технічна значимість перестають відповідати запитам спеціалістів. Все це ускладнює вибір і обгрунтування рішень щодо проектування і виробництва авіоніки, оптимізації критеріїв якості та вимагає розробки методологічних підходів до проведення експертизи такого важливого для авіаційного суспільства товару, яким сьогодні є технічна документація.

Список літератури

1. *Гавенко С.* Нормалізація технології незшивного клейового скріплення книг: теоретичні та практичні аспекти. – Л.: Каменяр. – 2002. – 320с.

2. Підхід до багатомірного розбиття для задач оптимізації / *Хуанг Х., Пардалос П. М.* // Кибернетика и системный анализ. – 2002. –№ 2. – С. 134-147.

3. *Гавенко С Воржева О., Конюхова І., Мельников О.* Практикум з оцінки якості поліграфічної продукції. – Львів: «Афіша». – 2001. – 60 с.

4. *Ситник О.Г., Юрченко О.С.* Вирішення математичних проблем, які використовуються при дослідженні складних систем експлуатації, обслуговування і ремонту бортового електронного обладнання літаків//АВТОМАТИКА–2006: Тез докл. X111 Між-народної конференції з управління. 25–28 вересня 2006р. – Вінниця, Т. 2. 2006. – 184 с.

5. Исследование разных видов функций принадлежности параметров нечетких прогнозирующих моделей в нечетком методе группового учета аргументов / *Зайченко Ю. П., Заец И. 0., Камоцкий А. В., Павлюк Е. В.*// УСиМ. – 2003. – № 2. – С. 56-67.

УДК 656.13.658

В.М. Синєглазов, д.т.н., проф., О.І. Варченко, доцент НАУ, О.П. Барановська
(Національний авіаційний університет, Україна)

ПОБУДОВА АВТОМАТИЗОВАНОЇ СИСТЕМИ УПРАВЛІННЯ ЕНЕРГЕТИЧНОЮ ІНФРАСТРУКТУРОЮ АЕРОПОРТУ

Впровадження ринкових відносин в електроенергетиці України виконується з дотриманням дуже важливого й характерного принципу, сутність якого полягає в збереженні й подальшому вдосконалюванні єдиного централізованого диспетчерського керування джерелами, що генерують, магістральними й розподільними електромережами. Запропоновані у доповіді підхід дозволить підняти якість систем автоматизації релейного захисту електричного обладнання аеропортів.

Вступ. Впровадження ринкових відносин в електроенергетиці України виконується з дотриманням дуже важливого й характерного принципу, сутність якого полягає в збереженні й подальшому вдосконалюванні єдиного централізованого диспетчерського керування джерелами, що генерують, магістральними й розподільними електромережами. Забезпечення оперативної керованості процесами, передачі, розподілу й споживання електроенергії у зв'язку з появою генеруючих та енергопостачальних компаній, а також незалежних виробників вимагає застосування нових підходів і рішень до розвитку диспетчерської інфраструктури.

Автоматизована система керування енергетичною інфраструктурою аеропорту призначена для технологічного моніторингу й оперативного керування процесами передачі, розподілу й споживання електричної потужності й енергії в розподільній мережі аеропорту. При цьому створення системи спрямоване на: надання диспетчерській службі аеропорту сучасної, зручної й прозорої технології керування електричною мережою; забезпечення оперативної служби, керівництва, а також структурних підрозділів своєчасною поточною, ретроспективною й перспективною інформацією щодо стану й введення існуючих режимів споживання в припустиму область керування; моніторинг (контроль, оцінка й аналіз) поточних режимів роботи електричної мережі з обліком лімітів і оперативних обмежень; розрахунок, аналіз і оптимізація сталих електричних режимів, розрахунок струмів короткого замикання (КЗ) і вибір релейного

захисту й автоматики; визначення режимів споживання й компенсації реактивної потужності; розрахунок і аналіз технологічних і комерційних втрат електроенергії в електричних мережах; розрахунок балансів потужності й електроенергії з економічною й фінансовою оцінкою складових балансу; формування диспетчерських відомостей, журналів, звітів, оперативних зведень і інших документів.

Основними вузловими елементами електричної мережі аеропорту «Бориспіль» є понижувальні електричні підстанції (ПС), розподільні й трансформаторні пункти (РП, ТП), зв'язані повітряними й кабельними лініями електропередачі. Від стану цих вузлів і оснащеності їх сучасним силовим, комутаційним, захисним і вимірювальним устаткуванням залежить надійність електропостачання аеропорту.

Постановка задачі. Система керування електромережами аеропорту базується на застосуванні сучасних багатофункціональних цифрових перетворювачів (БЦП). БЦП являє собою мікропроцесорний пристрій, здатний вимірювати й обчислювати весь спектр параметрів контрольованого приєднання (*Ia*, *Ib*, *Ic* – фазні струми; *Ua, Ub, Uc* – фазні напруги; *Pa, Pb, Pc* – активні потужності фаз; *Qa, Qb, Qc* – реактивні потужності фаз; *P, Q* – активні й реактивні потужності трифазної системи; *S* – повна потужність; *WP, WQ* – активна й реактивна енергія в прямому та зворотньому напрямку; *f* – частота мережі), фіксувати стан вимикачів і роз'єднувачів, а також забезпечувати ретрансляцію команд телекерування комутаційними засобами ПС, РП і ТП. Основні властивості системи – це

рішення завдань дистанційного моніторингу ПС з визначенням і контролем поточних небалансів потужності й електроенергії, що дозволяє вживати оперативних заходів для усунення причин їхнього виникнення (обриви проводів, несанкціоноване споживання, несправність вимірювальних приладів і т. ін.); формування об'єктивних оперативних балансів потужності й електроенергії по ПС, а також аеропорту в цілому; достовірне визначення обсягів покупки/продажу електроенергії; і саме головне – забезпечення синхронного виміру електричних параметрів всіх елементів мережі аеропорту із прив'язкою комутаційних подій у мережі до єдиного реального часу.

Електромережа аеропорту є ієрархічно розподіленою автоматизованою системою оперативного управління і її дія розповсюджується на: керування власними об'єктами (ВОУ - власні електричні станції, ПС, РП, ТП), контроль стану фізичної межі з магістральними мережами електроенергетичних систем (електричні приєднання підстанцій, по яких купується електроенергія з оптового енергоринку); контроль і керування електричними приєднаннями підстанцій, а також здійснюють диспетчерське керування закріпленими підстанціями; керування в цілому для замикання контуру контролю й керування процесами передачі, розподілу й споживання електричної енергії в мережі аеропорту.

Створення автоматизованої системи керування як невід'ємної частини інтегрованої корпоративної системи керування аеропортом повинне базуватися на наступних основних положеннях.

1. Створення, у першу чергу, базового кістяка системи, що послідовно буде доповнюватись відповідними технічними й програмними засобами й в остаточному підсумку приведе до функціонування повномасштабної автоматизованої системи керування електромережами.

2. Для рішення завдань системи, базовий кістяк системи повинен створюватися на основі багатофункціональних цифрових перетворювачів, цифрового релейного захисту й автоматики й локальних пристроїв збору й передачі даних.

3. На основі аналізу електричних схем повинні бути ідентифіковані всі електричні приєднання (ЕП – це повітряні, (кабельні) живильні й навантажувальні лінії, силові шини, силові трансформатори, генератори, синхронні компенсатори, реактори, батареї статичних конденсаторів), які будуть розглядатися як вузли виміру параметрів *I, U, P, Q, S, WP, WQ, f* і вузли додатка керуючих впливів.

4. Всі ЕП, на які поширюється телекерування, повинні бути оснащені автоматичними вимикачами й електричними приводами з місцевим і дистанційним керуванням.

5. До складу системи інтегруються модулі глобального позиціювання для організації єдиної служби часу системи, синхронізації вимірів і хронології комутаційних і інших подій, які відбуваються в електричних мережах.

6. Для інформаційного з'єднання контрольованих об'єктів з диспетчерськими пунктами до складу системи керування включаються апаратно-програмні засоби, які забезпечують підтримку існуючих протоколів зв'язку з діючими телемеханічними комплексами, а також реалізують швидкий доступ до баз даних ПС, використовуючи мережеві технології.

7. Для визначення обсягів втрат електроенергії до складу системи включаються програмні засоби, які дозволяють розраховувати втрати в силових трансформаторах і лініях, а також сумарні технологічні й комерційні втрати електроенергії на основі реальних погодинних (півгодинних) даних про перетікання електроенергії й електричних навантажень.

8. Для взаємодії оперативного персоналу з автоматизованою системою керування енергетичною інфраструктурою аеропорту диспетчерські пункти й центральний офіс оснащуються активними мнемонічними щитами або (і) автоматизованими робітниками місцями: АРМ-Д – для реалізації моніторингу й оперативного керування електричними мережами черговим диспетчерським персоналом; АРМ-Р – для розрахунку, оцінки й аналізу електричних оперативних, нормальних, ремонтних і перспективних режимів; АРМ-

А – для настроювання, конфігурування й адміністрування систем.

Функції системи. Головна мета керування енергетичною інфраструктурою аеропорту полягає в забезпеченні надійності й безперебійності процесів трансформації, розподілу й споживання електроенергії з підтримкою при цьому необхідних значень показників якості електроенергії, оптимізації втрат у силових трансформаторах, мінімізації витрат електроенергії на власні й господарські потреби аеропорту, компенсації втрат активної потужності на прийом реактивної енергії, а також реалізації оптимальних тарифних систем регулювання споживання електроенергії.

З технологічної точки зору енергетична інфраструктура аеропорту, в основному, являє собою комплекс понижувальних силових трансформаторів, комутаційного устаткування, вступних осередків, секцій шин, фідерів, приладів і пристроїв виміру, захисту й автоматики, а також засобів регулювання напруги й компенсації реактивної потужності.

Методологія синтезу системи керування енергомережами аеропорту базується на використанні й розвитку наступних понять: *технічна спостереженність і технічна керованість, комерційна спостереженність і комерційна керованість, інтегральна спостереженність і інтегральна керованість.* (рис. 1.)

Для оцінки працездатності системи керування енергомережами аеропорту пропонується використовувати системи імітаційного моделювання, які реалізуються на основі застосування систем масового обслуговування або мереж Петрі.

Висновок

Запропоновані у доповіді підхід дозволить підняти якість систем автоматизації релейного захисту електричного обладнання аеропортів.

Список літератури

1. *И.И. Карташев, В.Н. Тульс*. Управление качеством электрической энергии.-2006 г.,-320с.
2. *Джон Парк, Стив Маккей*. Сбор данных в системах контроля и управления. Группа ИДТ, 2006 г., -504 стр
3. *Александр Куско, Марк Томпсон.* Качество энергии в электрических сетях. Додэка XXI,2008,-338 стр.

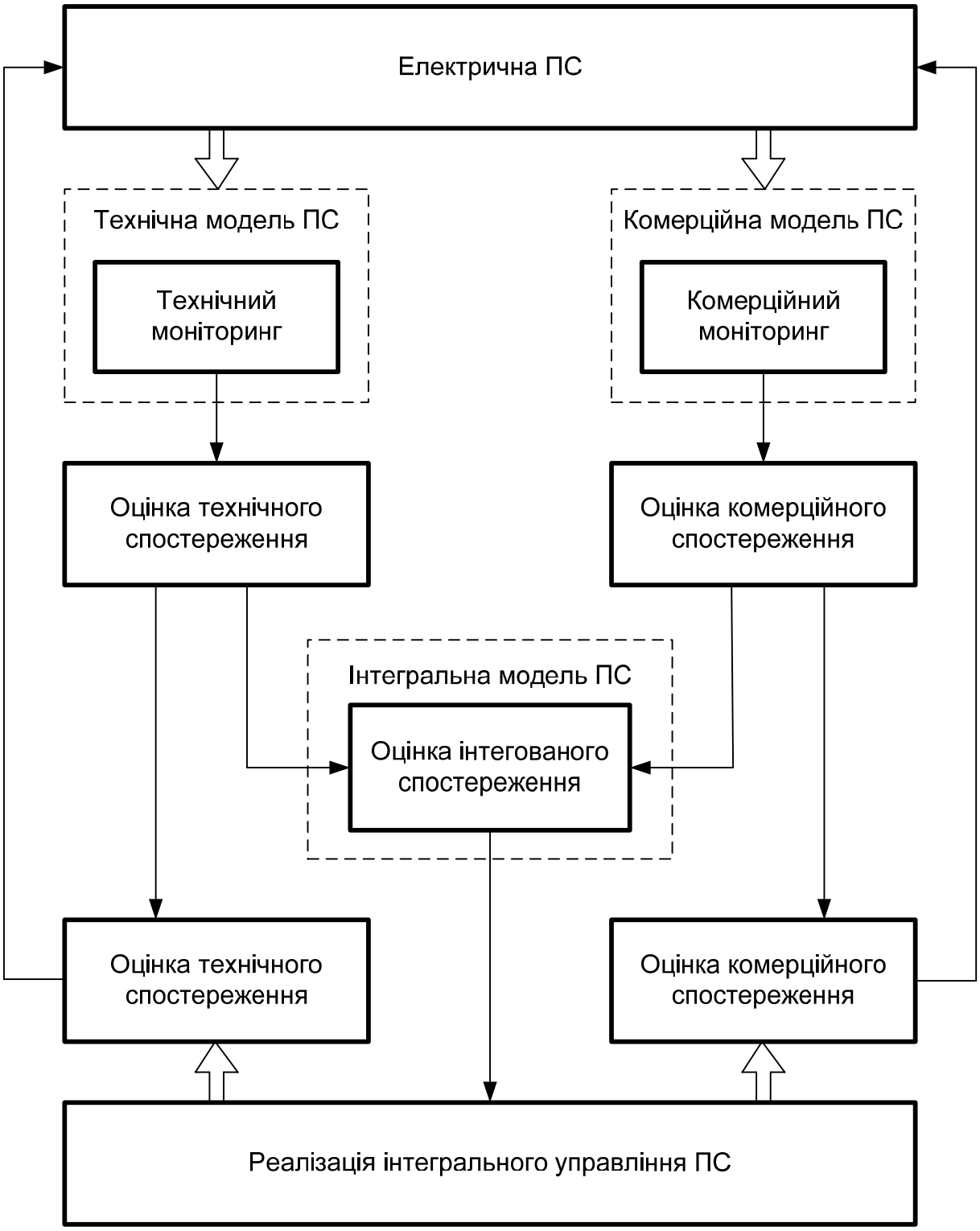


Рис. 1. Методологія синтезу системи керування енергомережами аеропорту

УДК 656.7.085:657.71(045)

О.В. Мельников, к.т.н., доц.
(Национальный авиационный университет, Украина)

АДАПТИВНАЯ БОРТОВАЯ СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Рассмотрен методологический подход к созданию адаптивных бортовых информационно-вычислительных комплексов ЛА к условиям полета и решению типовых задач управления полетом

Современный парк авиационной техники включает летательные аппараты, сконструированные по передовым мировым технологиям и оснащенные мощнейшей вычислительной техникой. В качестве навигационных и управляющих бортовых систем все больше используются компьютерно-интегрированные комплексы (КИК) с уникальным специализированным математическим и программным обеспечением.

Однако организация управления воздушным движением и обеспечение безопасности полетов предопределяет, с одной стороны, усовершенствование КИК наземных пунктов управления и бортовых систем управления (их аппаратурной модернизации, специального математического и программного обеспечения), с другой – создание новых и усовершенствование существующих тренажерных комплексов и специализированных симуляторов.

Рассмотрим некоторые аспекты построения *адаптивных систем управления* многомерных и многосвязных объектов управления на примере самолета. Современные самолеты, как правило, оборудованы автоматическими бортовыми системами управления полетом самолета, которые в зависимости от поставленного полетного задания, выбранного критерия оптимальности, вырабатывают управляющие воздействия, которые будем считать заданными, и отрабатываются. К качеству отработки заданных управляющих воздействий предъявляются очень высокие требования, например, устойчивость, нулевая статическая ошибка, минимальное время переходного процесса и монотонный характер переходного процесса и т.д.. Наблюдаемые сигналы являются исходными данными для решения задачи идентификации. В зависимости от способа получения наблюдаемых сигналов методы идентификации делят на *идентификацию по данным пассивного эксперимента* (когда для решения задачи идентификации используются сигналы, которые наблюдаются в процессе нормального функционирования объекта управления), *идентификацию по данным активного эксперимента* и на *идентификацию по данным щадящего эксперимента*.

Процесс *адаптации* автопилота, как составляющей АБСУ, сводится к следующему порядку действий:

- синхронная запись реализаций наблюдаемых процессов;
- решение задачи идентификации динамических характеристик;
- определение передаточных функций сервомеханизмов и (или) передаточных функций цепей обратных связей, при которых будут отрабатываться с заданным качеством процесса регулирования управляющие воздействия, например, оптимальных в смысле определенного критерия оптимальности;
- перестройка параметров или структур сервомеханизмов и (или) устройств обратных связей.

На рис.1,2 представлены типовые структурные схемы ЛА как многоконтурной сложной системы управления и бортового измерительно-вычислительного комплекса системы управления полетом соответственно.

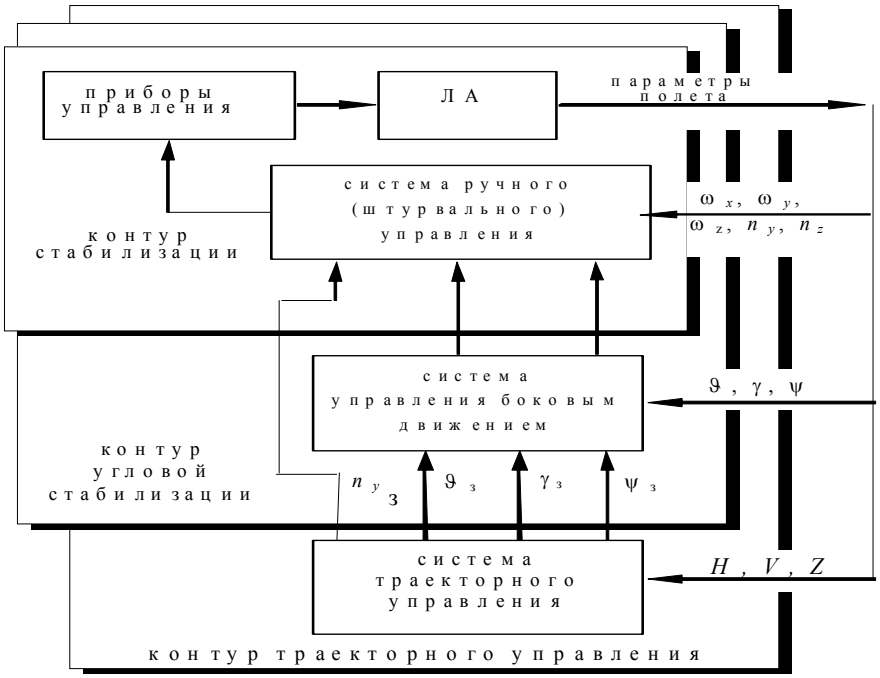


Рис.1 Многоконтурная система

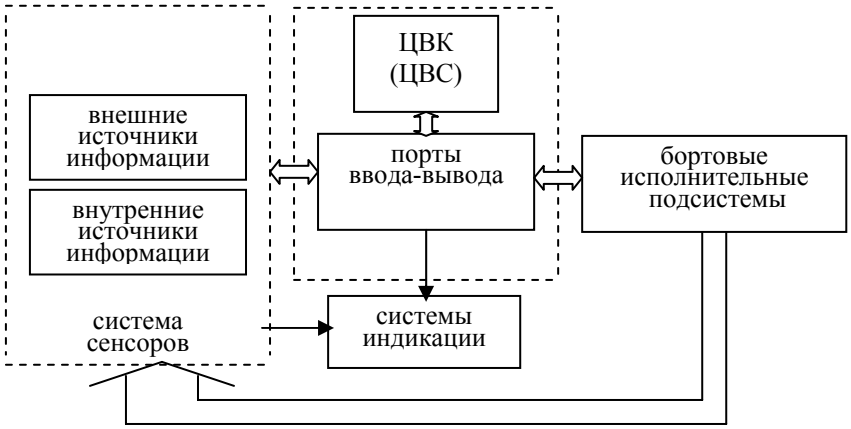


Рис.2 Структура типового бортового измерительно-вычислительного комплекса

Очевидно, возможно компромиссное решение проблемы оперативной адаптации АБСУ (каналов автопилота) ЛА. С одной стороны, при серийном выпуске определенного типа самолета, динамические характеристики одного экземпляра самолета мало отличаются от динамических характеристик другого экземпляра самолета. При этом становится возможным построение системы оперативной адаптации автопилота, в которой исключаются длительные процессы синхронной записи наблюдаемых процессов, решение задачи идентификации и оптимизации. Вместо программ для решения перечисленных задач в постоянную память БЦВМ вводится база данных оптимальных значений передаточных функций сервомеханизмов и (или) цепей обратных связей для всех каналов управления для конечного множества типовых режимов полета. Исходными данными для оперативной адаптации автопилота являются текущие параметры полета самолета (высота, скорость, масса самолета и другие параметры, определяющие режим полета самолета), которые постоянно контролируются в полете. С учетом динамики изменения текущих параметров полета самолета определяются два ближайших типовых режима, имеющихся в базе данных. Путем решения задачи интерполяции находятся расчетным путем интерполированные значения

передаточных функций сервомеханизмов и (или) цепей обратных связей для текущего режима полета, параметры которых перестраиваются по командам БЦВМ.

С другой стороны, возможно применение методов прогнозирования траектории полета ЛА (и контроля его характеристик и параметров полета) на базе использования метода упреждающего моделирования его траектории.

Целью настоящей работы является разработка дополнительного блока ЦВК – блока прогнозирующего (упреждающего) математического моделирования и визуализации траектории(ий) полета ЛА по маршруту – с целью оперативного оценивания воздушной обстановки на протяжении всего маршрута полета.

Задача решается путем разработки комплексного моделирующего алгоритма, включающего описание этапов типового полета ЛА - прямолинейный полет, маневры – разворот, набор высоты, снижение, криволинейный периодически меняющийся маневр типа «змейка», что не противоречит правилам штурманского (полетного) обеспечения ЛА.

Каждый этап представлен уникальным алгоритмом, реализующим профиль (траекторию) полета в пределах контрольных точек маршрута, в которых осуществляется сопряжение траекторий. Количество и тип траекторий определяется типом маршрута. Построение и визуализация траектории полета базируется на решении уравнений динамики и кинематики полета. На рис.3 представлен фрагмент реализации алгоритма упреждающего моделирования траектории полета типового ЛА в районе аэропорта.

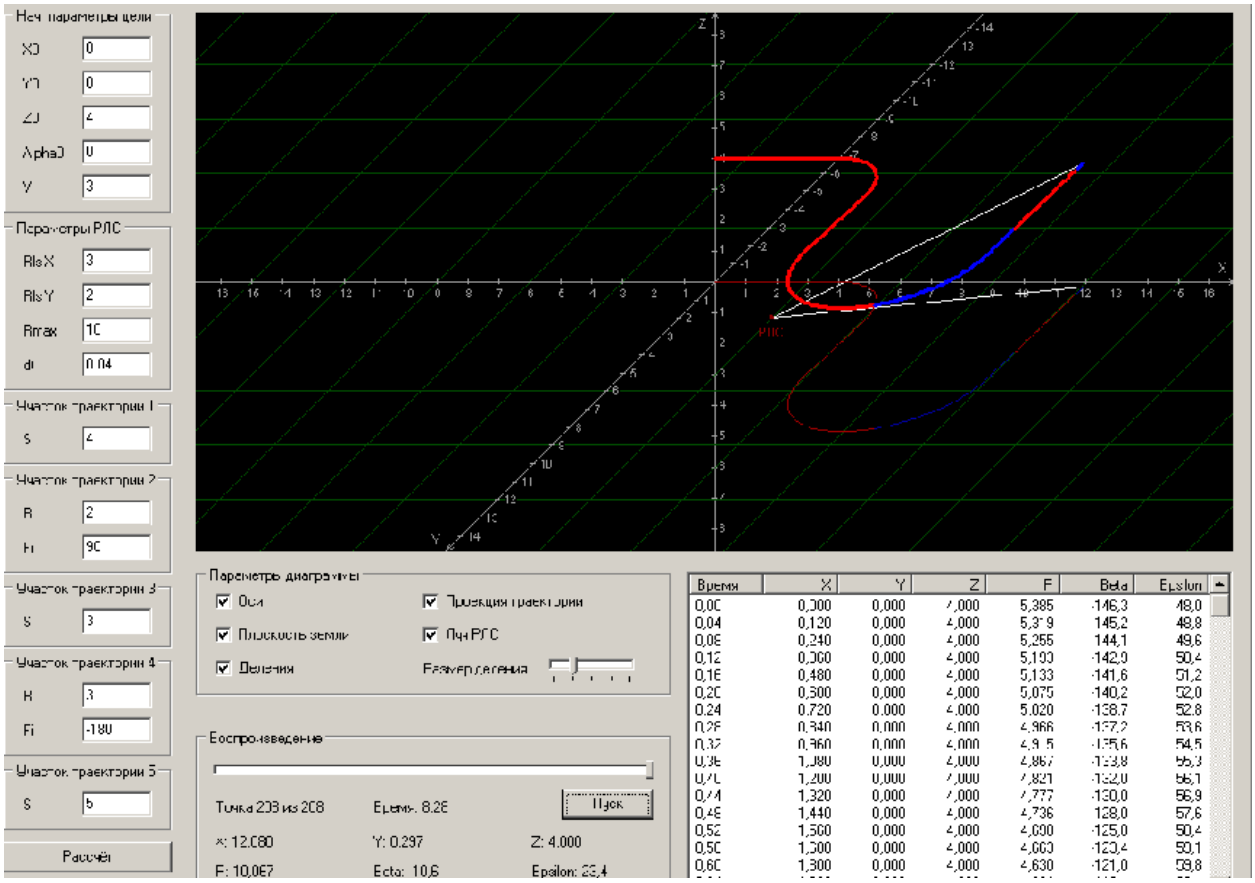


Рис.3. Фрагмент визуализации траектории полета типового ЛА

Выводы

Продукт может применяться как в спецвычислителях наземных пунктов управления воздушным движением, так и в бортовых вычислительных комплексах для прогнозирования и визуализации пространственно-временных характеристик траектории полета, оперативного оценивания возможных конфликтных (предельных) ситуаций (пересечение трасс, опасная дистанция сближения между ЛА и т.д.).

Список літератури

1. *Брусов В.С., Баранов С.К.* Оптимальное проектирование летательных аппаратов. Многоцелевой подход. – М.: «Машиностроение»,1989, 230 с.

2. *Плетнев И.Л., Рембеза А.И., Соколов Ю.А., Чалый-Прилуцкий В.А.* Эффективность и надежность сложных систем. Информация, оптимальность, принятие решений. – М.: «Машиностроение», 1977, 216 с.

3. Основы авиационной техники. Учебник / под ред *Шаталова И.А.* –М.: Изд-во МАИ, 1999, 576 с.

4. *ИльичевА.В., Волков В.Д., Грущанский В.А.* Эффективность проектируемых элементов сложных систем. Учебное пособие. – М.: Высшая школа, 1982, 280 с.

5. Боевая авиационная техника: авиационное вооружение. /под ред *Гладкова Д.И.,* -М.: Воениздат, 1987, 279 с.

6. *Берестов Л.М., Горин В.В.* Моделирование динамики управляемого полета на летающих лабораториях. (Справ. б-ка авиац. инж.-испытателя) – М.: Машиностроение, 1988, 112 с.

7. *Касьянов В.А.* Моделирование полета. Монография. – К.: НАУ, 2004, 400 с.

8. *Соколов А.Ю., Соколов Ю.Н., Илюшко В.М., Митрахович М.М., Гайсенок Д.Н.* Проектирование систем управления на ЭВМ. – Харьков: Изд-во ХАИ, 2005, 586 с.

9. *Кейн В.М., Красов А.И., Крыжановский Г.А., Федоров С.М., Грачев В.В.* Применение автоматизированных систем для управления воздушным движением. – М.: «Транспорт», 1979, 397с.

УДК 621.317.7.083.92

И.Ю. Сергеев, канд. техн. наук, доц.
(Национальный авиационный университет, Украина)

ПОТЕНЦИРУЮЩИЙ ЦАП АВТОМАТИЗИРОВАННОЙ ИЗМЕРИТЕЛЬНОЙ СИСТЕМЫ

Выполнен анализ цифро-аналогового преобразователя, в котором выходное напряжение прямо пропорционально входному коду, заданному в децибелах. Показаны его преимущества при использовании как составной части интеллектуального сенсора.

Вступление и постановка задачи. Цифро-аналоговый преобразователь (ЦАП) является одним из основных блоков практически любой автоматизированной измерительной системы. Метрологические параметры ЦАП зачастую в значительной мере определяют метрологические параметры всей измерительной системы.

Обычно выходная аналоговая величина, например, напряжение постоянного тока, прямо пропорционально входному коду ЦАП. Однако возможны случаи, когда ЦАП осуществляет нелинейное преобразование кода в аналоговую величину. Вид нелинейности зависит от поставленной задачи. Например, ЦАП может формировать нелинейность обратную нелинейности датчика, выполняя тем самым задачу линеаризации измерительного тракта системы. Возможны случаи, когда с помощью ЦАП реализуют нелинейность, соответствующую какой-либо стандартной функции. Одним из таких случаев является построение ЦАП, в котором выходное напряжение прямо пропорционально входному коду, заданному в децибелах.

Устройство и работа АЦП. Реализация нелинейного ЦАП в принципе возможна двумя путями [1]. Первым из них является последовательное соединение нелинейного преобразователя кода и линейного ЦАП. Вторым путем является построение ЦАП, в котором нелинейное преобразование выполняется непосредственно в процессе преобразования входного кода в выходную аналоговую величину.

Нелинейный преобразователь кода обычно представляет собой постоянное запоминающее устройство (ПЗУ), по сути, являющееся дешифратором. Применение ПЗУ для нелинейного преобразования кода вполне оправдано в случае, когда число различных значений входного кода не слишком велико, что не требует большого объема памяти ПЗУ. Если же требуется преобразовывать большое число значений входного кода, требование к объему памяти ПЗУ возрастают. Ограничение объема памяти особенно может быть актуальным, если нелинейный ЦАП входит в состав интеллектуального сенсора, в котором аппаратурные затраты могут играть важную роль.

Ниже рассмотрен потенцирующий ЦАП, имеющий ряд достоинств с точки зрения его применения в составе интеллектуального сенсора. Данный ЦАП представляет собой преобразователь кода в напряжение (ПКН). Входной код задается в децибелах, а выходной величиной служит напряжение постоянного тока. Основу данного ПКН составляет итеративно-интегрирующий преобразователь с промежуточным преобразованием кода во временной интервал [1].

Структурная схема ПКН, предложенная автором [1,2], приведена на рис.1. Здесь *ИОН* – источник опорного напряжения E_O, *И* – интегратор, *УВХ* – устройство выборки-хранения, *Ф* – формирователь импульса выборки, *К1* и *К2* – электронные ключи, *У* – усилитель, *ПКВИ1* и *ПКВИ2* – преобразователи кода во временной интервал, *ПК1* и *ПК2* – преобразователи кода, *ГЭЧ* – генератор эталонной частоты.

Данный ПКН состоит из двух частей. Первая часть – чисто цифровая (*ГЭЧ, ПКВН1, ПКВН2, ПК1, ПК2*) - осуществляет преобразование входного кода во временные интервалы T_1 и T_2, а также формирование управляющего импульса выборки-хранения T_3 для управления *УВХ*. Вторая часть – аналоговая (*ИОН, К1, К2, И, УВХ*), представляющая собой

итеративный преобразователь отношения временных интервалов T_1 и T_2 в напряжение.

Работа такого ПКН [2] состоит в циклическом замыкании ключей *К1, К2* и ключа в *УВХ,* что обеспечивает периодическое интегрирование опорного напряжения E_O и выходного

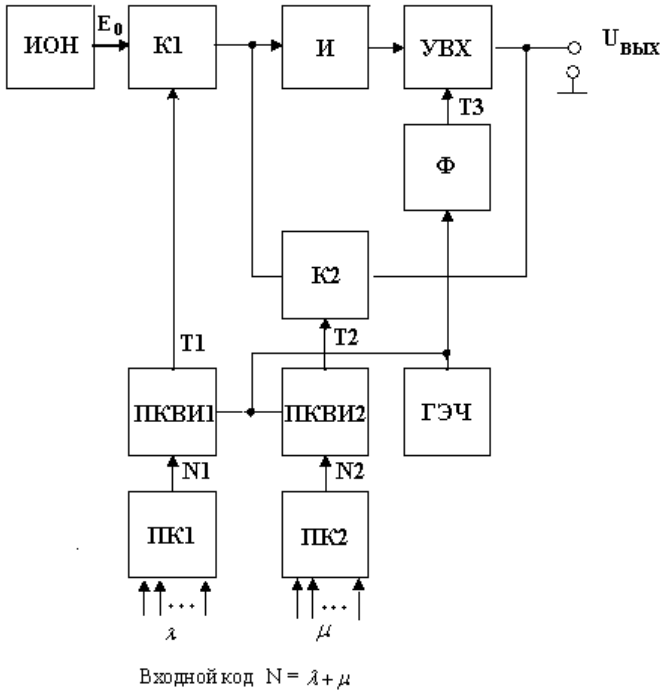


Рис.1. Потенцирующий ЦАП

напряжения $U_{ВЫХ}$ с последующей выборкой и запоминанием результата интегрирования. Переходной процесс установления выходного напряжения после изменения входного кода носит итеративный характер, т.е. в каждом последующем цикле работы значение выходного напряжения все точнее приближается к значению установившегося режима, что описывается следующим выражением

$$U_n = -\frac{E_0 T_1 K_{УВХ}}{\tau} \sum_{j=1}^{n} Q^{j-1} + U_0 Q^n, \qquad (1)$$

где: U_0 - выходное напряжение ПКН после окончания n-го цикла преобразования; E_0 - напряжение эталонного источника *ИОН*; $K_{УВХ}$ - коэффициент передачи *УВХ*; τ - постоянная времени интегратора *И*; j – порядковый номер цикла преобразования после изменения входного кода; $j = \overline{1,n}$; U_0 - выходное напряжение ПКН перед первым циклом преобразования; $Q = 1 - T_2 K_{УВХ} / \tau$.

Выражение (1) представляет собой сумму геометрической прогрессии, сходящейся при условии $|Q| < 1$, и убывающего, при этом же условии, члена $U_0 Q^n$.

В результате, в установившемся режиме выходное напряжение ПКН становится равным

$$U_\infty = \lim_{n\to\infty} U_n = -\frac{E_0 T_1}{T_2} = -\frac{E_0 N_1}{N_2}, \qquad (2)$$

где: N_1 и N_2 - коды, используемые для формирования интервалов времени T_1 и T_2, соответственно.

Условием максимальной скорости сходимости ряда (1), т.е. минимального времени переходного процесса, служит равенство $Q = 0$.

Из выражения (2) следует, что выходное напряжение ПКН не зависит от коэффициентов передачи интегратора *И* и устройства выборки-хранения *УВХ,* в результате чего требования к их долговременной стабильности низкие. Выходное напряжение зависит лишь от отношения временных интервалов, которое может быть сформировано с очень высокой точностью. Это является очень важным достоинством рассматриваемого ПКН.

Нелинейность, которая реализуется в процессе преобразования в данном ПКН, соответствует операции потенцирования, т.е. функции, обратной логарифмированию. Входной код, заданный, например, в децибелах, определяет значение выходного напряжения относительно некоторого значения, соответствующего входному коду $N = 0$ *dB*, т.е.

$$N\ (dB) = 20\ lg\ U_{ВЫХ}\ /\ \ U_0\ , \qquad (3)$$

где: U_0 - значение выходного напряжения при $N = 0$.

Преобразовав выражение (3), можно получить уравнение преобразования данного ПКН в виде

$$U_{ВЫХ} = U_0\ 10^{N/20}.$$

Входной код можно представить в виде суммы двух слагаемых (например, целых и десятых долей числа *N*):

$$N = \lambda + \mu .$$

В этом случае уравнение преобразования можно преобразовать к виду

$$U_{ВЫХ} = U_0\ 10^{\lambda/20}/10^{-\mu/20}. \qquad (4)$$

Если уравнение преобразования (2) представить в виде

$$U_\infty = -\ \frac{E_0 \lambda K_\lambda}{\mu K_\mu},$$

где: K_λ и K_μ - коэффициенты преобразования преобразователей *ПК1* и *ПК2*, соответственно, то, с учетом выражения (4), можно определить выражения для K_λ и K_μ в следующем виде:

$$K_\lambda = \frac{10^{\lambda/20}}{\lambda} \quad \text{и} \quad K_\mu = \frac{10^{-\mu/20}}{\mu}.$$

Следует заметить, что диапазон изменения длительности временного интервала T_2 ограничен возможно допустимым ухудшением динамики ПКН. Предельно допустимый диапазон изменения T_2 определяется неравенством $|\ Q\ | < 1$. Так, к примеру, в ПКН, разработанном автором, диапазон входного кода был задан в пределах 0,…, 10 *dB* с дискретностью 0,1 *dB*. При этом интервал времени T_1 формировался пропорционально целым долям входного кода, а интервал времени T_2 - пропорционально дробным. В результате, диапазон изменения интервала времени T_2 оказался незначительным, что ухудшило динамику ПКН несущественно.

Заметим также, что в данном случае, при количестве возможных значений входного кода *N* равном 100 (N = 0; 0,1; ….;9,9), количество чисел в ПЗУ (суммарном для *ПК1* и *ПК2*) равно всего 20. Для более широкого диапазона входного кода, например, при количестве возможных значений *N* равном 10 000 (при диапазоне 100 *dB* с дискретностью 0,01 *dB,* т.е. N = 0; 0,01; ….;9,99), количество чисел в ПЗУ составляет всего 200. При этом путем незначительного усложнения структуры ПКН последнее количество чисел в ПЗУ (200) может быть снижено до 40.

Выводы

Таким образом, данная схема построения ПКН позволяет существенно сократить аппаратурные затраты в части объема памяти ПЗУ, что очень важно при использовании ПКН как составной части интеллектуального сенсора.

Список литературы

1. *Сергеев И.Ю.* Исследование и разработка интегрирующих измерительных преобразователей с итерационной аддитивной коррекцией погрешностей: Дисс. канд. техн. наук.: 20.11.78 – 322 с.

2. А.с. № 661525, СССР. *Губарь В.И., Сергеев И.Ю., Федив В.В*. Экспоненциальный калибратор напряжения. Кл .G 06 G 7/26. -1990.

УДК 656.7.084.3

Н.Ф. Тупицин, к.т.н., доц.
(Национальный авиационный университет, Украина)

АЛГОРИТМ ПОВЫШЕНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ СИСТЕМЫ TCAS

В работе предложен алгоритм повышения эффективности функционирования системы TCAS на основе: а) учета новой формулы расчета расстояния минимального сближения воздушных суден (ВС); б) игрового подхода к благоприятному выходу ВС из конфликтной ситуации; в) учета при вертикальном разделении ВС спутного аэродинамического следа.

Как показывает анализ летных происшествий, существующие наземные и бортовые средства безопасности воздушного движения не отвечают современным требованиям, что связано с расширением парка воздушных суден и с отсутствием автоматических систем, обеспечивающих безопасное движение ВС [1-4]. Разработке алгоритма повышения эффективности функционирования наиболее распространенной системы, применяемой для безопасного движения ВС и посвящена данная работа.

В настоящее время для отображения воздушной обстановки и предотвращения столкновений самолетов в воздухе американской компанией Honeywell разработаны две системы предотвращения столкновений воздушных суден, соответствующие стандартам ИКАО, которым присвоены названия «TCAS II» и «TCAS 2000» (Traffic Alert and Collision Avoidance System) [1]. При этом TCAS 2000 обладает более высокими техническими характеристиками по сравнению с TCAS II.

Система TCAS 2000 представляет собой автономную бортовую систему, предназначенную для помощи летным экипажам в предотвращении столкновений в воздушном пространстве. Эта система должна быть включена во время полета в тех зонах воздушного пространства, в которых требуется использование системы TCAS.

В активизированном состоянии система TCAS 2000 обеспечивает дополнительное средство защиты от столкновения с другими самолетами, на которых включены и функционируют их ответчики радиолокационной системе управления воздушным движением (УВД). Эта защита не обеспечивается в том случае, когда включена система ответчиков, не соответствующая стандартам ИКАО.

Система TCAS 2000 является резервной по отношению к системе УВД. Система предназначена для того, чтобы обеспечить безопасное эшелонирование ВС, прогноз траекторий которых показывает вероятность столкновения, и одновременно свести к минимуму отклонение или уход от предписанного службой УВД курса полета.

Система TCAS 2000 осуществляет непрерывное наблюдение за воздушным пространством вокруг самолета, на котором она установлена, производя активные запросы и принимая ответы от ответчиков других самолетов, находящихся в непосредственной близости.

Система TCAS 2000 выдает сообщения двух уровней: предупреждения о воздушной обстановке (Traffic Advisory (TA)) и рекомендации по устранению конфликтной ситуации (Resolution Advisory (RA)). Эти сообщения направлены на сохранение или увеличение вертикального разделения, необходимого для избежания столкновения с встречным (конфликтующим) самолетом.

Главным показателем опасного сближения двух ВС является минимальное расстояние между их центрами масс (ЦМ) так называемая точка наибольшего сближения. В задачах динамики полета минимальным расстоянием между ЛА (ВС) ними является «мгновенный» или «фактический» промахи [5]. Особенностью данной задачи является то, что здесь оба эти понятия не приемлемы, так как возможны отклонения траекторий ВС от их расчетных значений за счет турбулентности атмосферы и ошибок пилотирования. В данном случае

целесообразно за минимальное расстояние между ВС принять величину дальности между ВС (D) в момент изменения знака производной $\dot{D}$, т. е.

$$D_{\min}=D\Big|_{\substack{*\\ D=0}},$$

где D – расстояние между ВС.

Будем считать, что ВС оборудованы TCAS, позволяющей определять взаимное угловое положение ВС, относительный пеленг и величину D. Кинематическая схема опасного сближения 2-х ВС показана на рис. 1, причем в (.) O расположен ЦМ ВС1, а в (.) O_1 ЦМ ВС2. Под опасным сближением в данной работе понимается пересечение прямой, на которой лежит вектор относительной скорости $\overline{V}_{\text{отн}}$, с шаром радиуса d, центр которого расположен в (.) O_1.

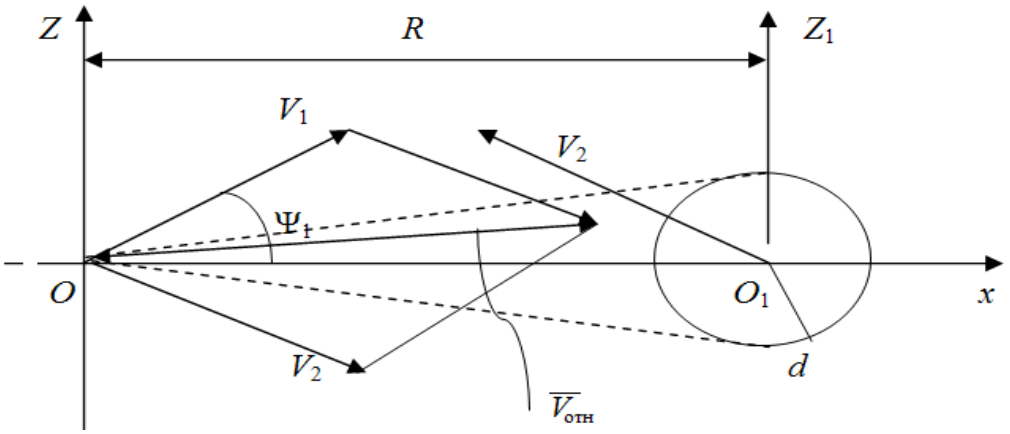


Рис. 1

В TCAS 2000 [1] формируется два объемных участка воздушного пространства вокруг своего самолета, именуемые «зоной предупреждения» (Warning Area) и «зоной повышенного внимания» (Caution Area). Кроме того, имеется участок – «зона столкновения» (Collision Area) (рис. 2). В данной постановке задачи шар радиуса d - «зона столкновения».

Задача состоит в том, чтобы с момента обнаружения встречного ВС2 (t_0) в зоне опасного сближения (ЗОС) за минимальное время определить и проанализировать перечень возможных ситуаций для благоприятного выхода ВС1 из ЗОС.

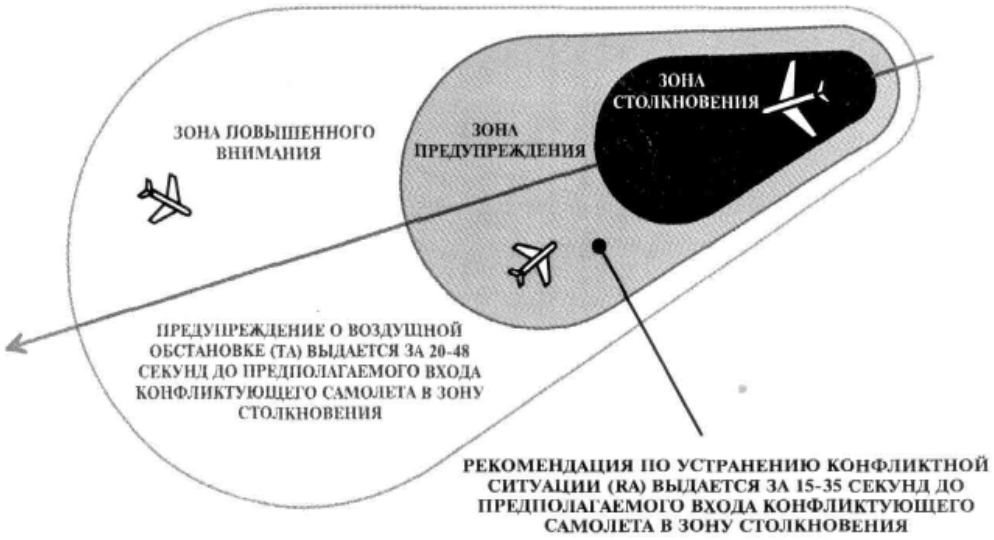


Рис. 2

Данная задача может быть формализована и представлена как игра двух лиц на интервале времени [t_0 , R/$\overline{V}_{\text{отн}}$]. Если положить $t_0 = 0$ и разделить рассматриваемый интервал времени на величину R/$\overline{V}_{\text{отн}}$ получим безразмерный единичный интервал времени. Далее

задача о сближении 2-х ВС может быть рассмотрена как игра двух лиц на единичном квадрате с выбором момента времени для выполнения маневра. В качестве критерия эффективности благоприятного выхода из ЗОС выбран вектор эффективности $\bar{\Phi}$, зависящий от относительного пеленга и типа встречного ВС2.

Ограничения, накладываемые на маневрирование ВС 1 в вертикальной плоскости, обусловлены, в первую очередь, спутным аэродинамическим следом встречного ВС 2.

Вектор эффективности $\bar{\Phi}$ включает в себя следующие компоненты:

1. отклонение предполагаемой траектории ВС1, которая выбирается в результате анализа игровой ситуации о встрече движений ВС, от заданной линии пути, необходимо свести к минимуму;

2. отклонения предполагаемой траектории от осей вихревых жгутов спутного следа встречного ВС не могут достигать значений меньше, чем заданное $R_{вихр.}$.

При решении задачи необходимо выполнить условие о том, чтобы значение дальности между ЦМ ВС $D \geq d$ в процессе их сближения.

Алгоритм решения задачи предотвращения столкновения 2-х ВС предполагает последовательное решения 2-х подзадач:

а) приближенный расчет пересечения траектории 2-х ВС, например, по формуле «мгновенного» промаха;

б) уточнённый расчет, включающий интегрирование уравнений движения ВС и учитывающий спутный аэродинамический след за ВС2,.

Спутный аэродинамический след представляет значительную угрозу для ВС попадающего в него, поскольку аэродинамические возмущающие силы и моменты в ближнем спутном следе настолько велики, что их не в состоянии парировать САУ ряда ВС. Вследствие чего возможно возникновение аварийной ситуации и разрушение ВС.

Как известно, вихревая пелена, сходящая с крыльев ВС [6-7] неустойчива и на расстоянии нескольких размахов крыла L сворачивается в два вихревых жгута. Траектории осей свободных вихревых жгутов можно представить в виде аналитических зависимостей [6]

$$Y_i = F(X_i),$$

где Y_i, Xi – оси систем координат, центр которых (точки $O1$ и $O2$) расположены на оси крыла самолета (рис. 3).

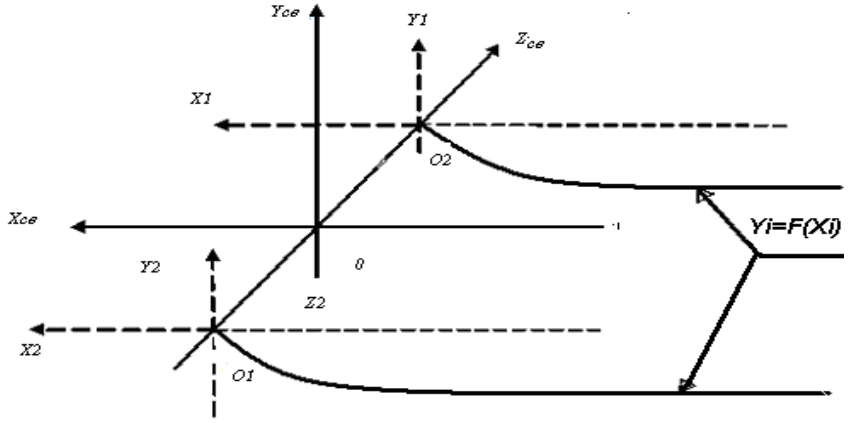


Рис. 3

Пространство вокруг осей вихревых жгутов встречного ВС2, так же как и ЗОС ограничивает область маневра ВС1. На рис. 4, 5 (на рис. 4 – вид сбоку ,а на рис. 5 - сзади ВС2) показаны области пространства около ВС2, в которых полеты ВС1 опасны. Точно определить лётно-технические и массогабаритные, характеристики встречного ВС2 не всегда возможно, а именно они формируют ЗОС и траекторий осей вихревых жгутов и, соответственно, зону опасного для полётов пространства вокруг них.

Вероятность попадания ВС1 в ЗОС и область свободных вихревых жгутов (ОСВЖ) является случайной величиной. С другой стороны расположение в пространстве этих двух

областей также можно характеризовать только с определенной вероятностью. Таким образом, при выборке предполагаемой траекторий ВС1 и расхождением ВС в пространстве следует учитывать вероятность прохождения этой траекторий через ЗОС и ОСВЖ.

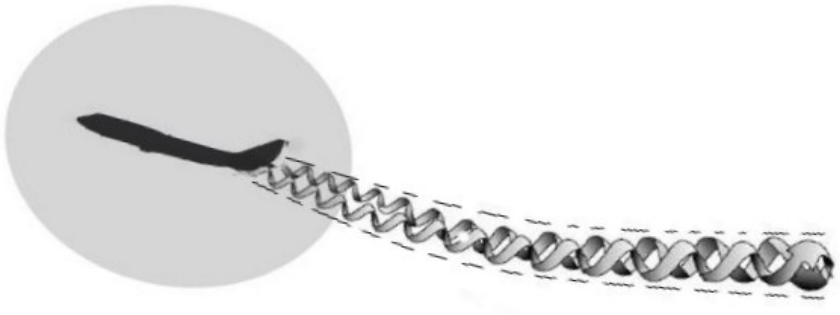


Рис. 4

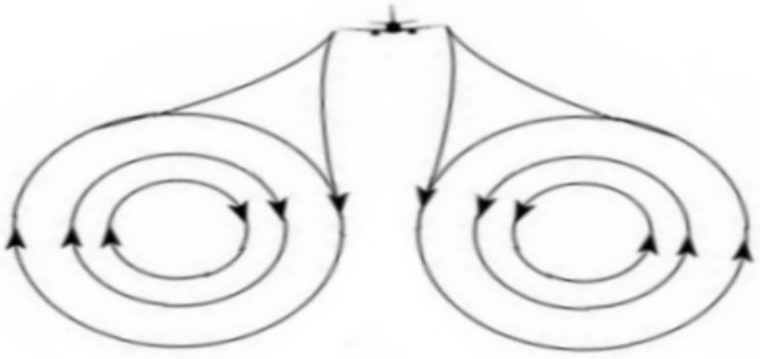


Рис. 5

В первом приближении можно предположить, что все возможные траектория ВС распределены в плоскостях, перпендикулярных к векторам скоростей ВС в данных точках их траекторий, по нормальному закону с математическим ожиданием равным нулю и дисперсий, определяемой атмосферными возмущениями. При этом для расчетных траекторий ВС оценка вероятности попадания ВС1 в ЗОС и ОСВЖ представляет собой несложную задачу.

Список литературы

1. Система отображения воздушной обстановки и предотвращения столкновений самолетов в воздухе TCAS / ACAS II (Изменение 7). Руководство для летчиков. Фирма Honeywell. 3841-005-00, Сентябрь 1999. –28 с.

2. *Борисов О. Н.* Эффективность применения систем предупреждения столкновения самолетов в воздухе // Проблемы УВД, навигации, посадки и связи: Сб. науч. тр. / Гос. Науч.- исследоват. ин-т граждан. авиации. М., 1989. Вып. 286. с. 45 – 51

3. *Назимов О. Н.* Методы обнаружения конфликтных ситуаций а АС УВД // Проблемы УВД, навигации, посадки и связи: Сб. науч. тр. / Гос. науч.-исследоват. ин-т граждан. авиации. М., 1988. Вып. 272. с. 143 – 148.

4. *Кулик Н. С., Харченко В. П., Луцький М. Г. и др.* Энциклопедия безопасности авиации// Под ред. Кулик Н. С. / К., «Техника»; 2008. – 1000 с.; илл.

5. *Кринецкий Е. И.* Системы наведения. М. Машиностроение, 1977. – 285 с.

6. *T. Maxworthy* “The Motion of Aircraft Trailing Vortices”, Transactions of the ASME, June, 1975. – 12 p.

7. “Problems of flight in turbulence” by *Coupry G. Haiba*, Israel, August 25-30, 1974, ICAS Paper 74-32.

УДК 681.518.5(043.2)

М.П. Мар'ясов, Т.І. Мар'ясова, к.т.н. НАУ, В.М. Синєглазов, д.т.н., проф.
(Національний авіаційний університет, Україна)

ВИКОРИСТАННЯ ОПТИЧНИХ МЕТОДІВ ДЛЯ НЕРУЙНІВНОГО КОНТРОЛЮ ЦИЛІНДРИЧНИХ ДЕТАЛЕЙ

В статті розглянуті основні типи дефектів зовнішнього вигляду циліндричних поверхонь. Запропоновано новий оптичний метод виявлення дефектів та відповідні структурні схеми автоматизованої системи контролю якості поверхонь. Приведені деякі результати експериментальних досліджень розробленого лабораторного макету установки автоматизованого виявлення дефектів зовнішнього вигляду циліндричних поверхонь.

Використання об'єктів, які мають циліндричну форму поверхні, в багатьох випадках вимагає підвищених вимог до якості поверхні. В багатьох випадках навіть незначні відхилення форми можуть призвести доаварійних ситуацій, катастрофічного їх виходу з ладу або до суттєвого зменшення строку служби. Прикладами таких об'єктів можуть бути поршні гідро- і пневмоциліндрів, гільзи, направляючі точного устаткування, тощо.

Метою контролю зовнішньої поверхні об'єктів є виявлення механічних дефектів виробу та дефектів покриття. До механічних дефектів відносяться такі: пом'ятості на корпусі більше контрольних зразків, складки, відбитки, тріщини, забоїни, плівки, надриви, задирки та ін. До дефектів лакового покриття відносяться нерівномірне плямисте покриття, грубі натікання, механічні включення і міхури в лаковій плівці, затягнуті лаком отвори, подряпини по лаку, оголення до металу і ін. дефекти.

Серед дефектів розрізняють наступні типи:

Тріщини – представляють руйнування, що виникають на межах або усередині кристалів, а також в місці розташування неметалічних включень в результаті перенапруження в процесі обробки. У випадку, якщо вироби з тріщинами піддаються нагріву, то поверхня тріщини звичайно покривається окалиною. На рис 1представлені приклади цих дефектів.

Рис. 1. Приклади дефектів у вигляді тріщин

На рис. 2 і 3 зображені типові штампувальні тріщини.

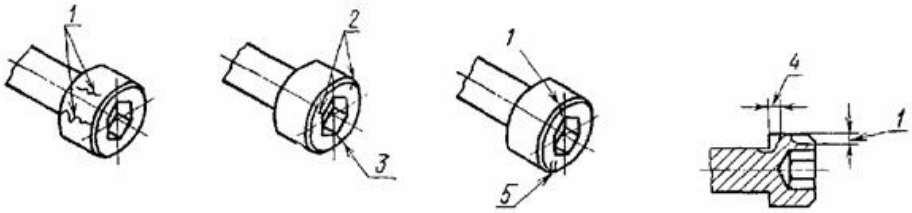


Рис. 2: 1 - штампувальні тріщини, що мають осьовий напрям, на твірній головки; 2 - штампувальні тріщини на торці головки; 3 - штампувальні тріщини, які тягнуться від внутрішнього шестигранника до головки, твірної; 4 - штампувальні тріщини в повздовжньому напрямі; 5 - штампувальні тріщини, що починаються від твірної головки, що проходять в поперечному напрямі таким чином, що можливий їх перетин.

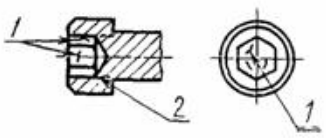


Рис. 3: 1- штампувальні тріщини на гранях внутрішнього шестигранника; 2 - штампувальна тріщина у дна внутрішнього шестигранника.

Штампувальні тріщини можуть виникнути при відрізанні заготовки і подальшому штампуванні виробу. Вони розташовані в межах головки або кінця стрижня.

Тріщини зрушення виникають найчастіше на кромках круглих головок і розташовуються під кутом 45° до осі виробу. Тріщини зрушення можуть виникати також на гранях шестигранних головок.

На рис. 4 зображені типові тріщини зрушення.

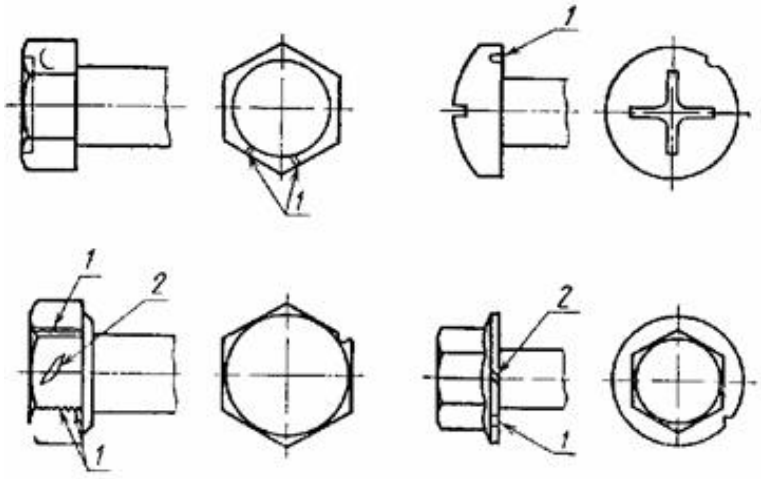


Рис. 4: 1 - розрив; 2 – тріщина зрушення.

Складки - придавлені виступи металу, що утворилися в процесі штампування або накатки різьблення. Вони зустрічаються в місцях зміни поперечного перетину виробів або за профілем різьблення.

Відбитки від інструменту є подовжніми і кільцеподібними ризиками невеликої глибини, які виникають унаслідок руху оброблювального інструменту по поверхні болта або гвинта.

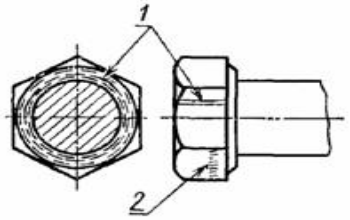


Рис. 5: 1 - відбитки від інструменту; 2 - відбитки від інструменту після зняття задирок.
Задирки - дефект поверхні, що є гострим, у вигляді гребеня виступом, що утворився при прорізці шліца, отвори під шплінт, при нарізуванні різьблення.

Крім перерахованих вище типів дефектів існують також багато інших.

З огляду на значну кількість можливих дефектів та шкоду, яку може завдати їх присутність на відповідальних деталях метою роботи була розробка автоматизованої системи поточного контролю якості зовнішньої поверхні тіл обертання.

Основні завдання, на вирішення яких була спрямована увага:

- визначення та класифікація дефектів;

- визначення фізичних методів неруйнівного контролю, які можуть бути використані для виявлення дефектів та визначення їх геометричних параметрів;

- визначення оптимального з точки зору мінімуму витрат та максимуму швидкодії методу виявлення дефектів;

- визначення та обґрунтування методів, алгоритмів та програмного забезпечення, необхідних для проектування автоматизованої системи поточного контролю якості зовнішньої поверхні тіл обертання;

- розробка структурних та функціональних схем автоматизованої системи поточного контролю якості зовнішньої поверхні тіл обертання;

- дослідження автоматизованої системи поточного контролю якості зовнішньої поверхні тіл обертання для: а) оцінювання швидкісних та статистичних параметрів; б) оцінки працездатності системи за наявності перешкод, відхиленні параметрів дефектів від запланованих,та наявності забруднення поверхонь; в) оцінювання геометричних параметрів дефектів.

Якщо для плоских поверхонь розроблена достатня кількість методів неруйнівного (безконтактного) контролю, то для випадку циліндричних поверхонь застосування цих методів є проблематичним і часто взагалі неможливим. Для проведення автоматичного діагностування (виявлення дефектів) циліндричних поверхонь нами був розроблений метод, застосований на аналізі розподілу зареєстрованого відбитого випромінювання. З дослідів було встановлено, що при зміні форми поверхні тестового об’єкта, змінюється і вихідний розподіл випромінювання.

Принцип дії системи реєстрації аналізатора, побудованого на основі метода відбиття показано на рис.6:

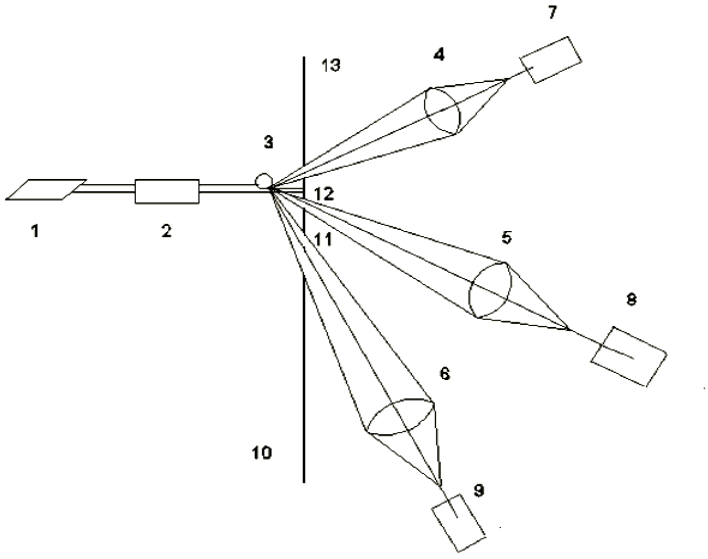


Рис. 6. Схема аналізатора поверхні

Пучок світла із лінійки світлодіодів 1 падає на досліджуваний виріб 3. Скануючий пристрій 2 дозволяє перемістити пучок вздовж поверхні виробу. Вторинна хвиля, що розповсюджується від виробу, розділяється на три компоненти за допомогою діафрагм з отворами 11, 12, 13 на екрані 10: за допомогою діафрагми 13 виділяється компонента, дифрагованого на кордоні зразка світла; діафрагми 11, 12 виділяють дзеркально відбите поверхнею світло.

У якості приймачів світла використовуються CMOS сенсори високої роздільної здатності 7, 8, 9. З метою виключення впливу переміщення зондуючого пучка поверхні виробу використовують лінзи 4, 5, 6.

Для реалізації автоматизованої системи виявлення дефектів зовнішнього вигляду поверхонь обертання на основі описаного вище метода відбиття була використана наступна структурна схема:

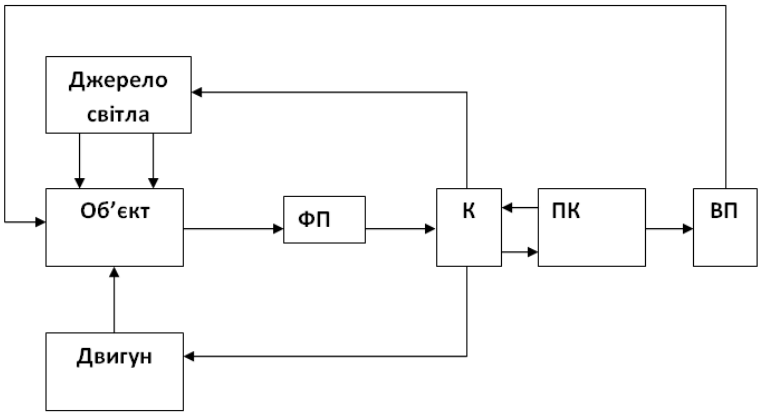


Рис. 7. Структурна схема аналізатора поверхні об’єкта.

Для обробки результатів вимірювань з метою виділення дефектів був використаний відомий метод порівняння з еталоном з певними модифікаціями, а саме - замість реального використовувався синтетичний еталон, отриманий шляхом усереднення кількох розподілів інтенсивності, отриманих від зразкових виробів. Для визначення критеріїв приналежності виробів до певної групи якості використовувалось середньоквадратичне відхилення інтенсивності зразкових розподілів. Встановивши необхідне значення півширини довірчого інтервалу, і визначивши відхилення тестового розподілу інтенсивності від синтезованого еталонного розподілу, ми мали змогу виділити зразки з наявними дефектами поверхні.

Крім того, було встановлено залежність просторових частот дифрагованого випромінювання від величини дефектів, що дає змогу додаткової оцінки якості поверхні.

На наступному рисунку зображені розподіли інтенсивності відбитого світла, що були отримані на створеному лабораторному макеті установки.

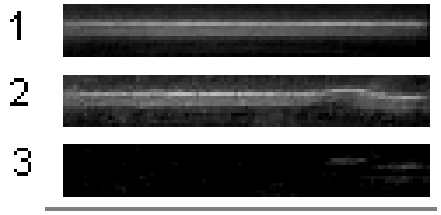


Рис. 8. Розподіл інтенсивності вздовж осі обертання зразка: 1 – еталонний, 2 – тестовий, 3 – різницевий.

Таким чином, знаючи зв’язок між величиною дефектів і просторових частот, та маючи граничні значення допустимих відхилень розподілу інтенсивності тестового зразка від зразкового, можемо автоматично розсортувати вироби на нормальні і браковані, що дозволить автоматизувати процес поточного контролю серійних виробів та забезпечити необхідну якість вихідної продукції.

Висновки

В результаті виконання проекту був створений лабораторний макет, який дозволяє перевірити правильність принципів побудови системи автоматизованого виявлення дефектів, визначити оптимальні значення деяких параметри системи, визначити граничні відхилення параметрів контрольованих об'єктів і оцінити можливості працездатності системи у разі виходу параметрів контрольованих об'єктів за встановлені межі. Розроблене програмне забезпечення для багатоканальної обробки інформації з метою підвищення якості контролю і відбраковки виробів за типами дефектів.

УДК 519.673

В.М. Синеглазов, д.т.н., проф., С.П. Борсук, к.т.н., доц.
(Национальный авиационный университет, Украина)

РЕФОРМИРОВАНИЕ УЧЕБНЫХ МАТЕРИАЛОВ В АВТОМАТИЗИРОВАННОЙ СИСТЕМЕ ОБУЧЕНИЯ

Рассмотрена возможность реформирования учебных материалов в автоматизированной системе обучения без изменения их содержания. Приведены формулы расчёта объёмов содержимого глав, описаны основные ограничения. Рассмотрен пример с реформированием учебных материалов одного раздела.

Процесс обучения базируется на предоставлении слушателю связанного и логически неразрывного учебного материала. Процесс формирования учебного материала, его структуризация и разделение проводятся перед началом самого обучения и периодически в течение существования изучаемого предмета. При этом, если на этапе формирования учебной иерархии были допущены ошибки, их исправление невозможно без вмешательства в процесс обучения и последующего внесения исправлений. Внесение исправлений занимает определённое время, в течение которого система простаивает полностью или частично, нарушая тем самым график работы. Особенно эта проблема актуальна для неавтоматизированных систем обучения, где такое вмешательство может означать полное прекращение работы самой системы до момента внесения необходимых исправлений. Кроме того, каждому слушателю предоставляется одинаковый, усреднённый объём информации для изучения на один урок. При этом одни слушатели в состоянии изучить больший объём информации за урок, в то время как другие наоборот, нуждаются в его уменьшении. В автоматизированной системе обучения может быть предусмотрена возможность динамически изменять объём учебного материала, предоставляемого слушателю за один урок, не меняя общий объём учебного материала. Это позволить системе предоставлять каждому слушателю такой объём информации, который наилучшим образом соответствует его возможностям. В процессе обучения, построенном таким образом, нет жёсткой привязки к общему времени обучения и времени, которое выделяется на изучение материалов одного урока. Также это позволит добавить в систему механизмы управления учебным материалом, которые впоследствии можно будет использовать в различных целях.

В данной работе рассматривается процесс дистанционного обучения, проводимый на дому при помощи сети Интернет или магнитного носителя информации в автоматизированной системе обучения. Определение законов, по которым система будет менять объём учебного материала для каждого слушателя, и обязательных ограничений является целью данной работы. Следует помнить, что введение такой системы на стационаре невозможно ввиду жёсткой регламентации количества аудиторных часов.

Рассмотрим произвольную предметную область, предназначенную для изучения. Введём следующую иерархию учебного материала:

- вся предметная область разделена на темы;
- каждая тема состоит из глав.

В процессе изучения материала слушателями автоматизированная система обучения может собирать разнообразную статистическую информацию, такую, как:

- время изучения темы/главы;
- время выполнения контрольных заданий после темы/главы;
- оценки, полученные за выполнение контрольных заданий после темы/главы.

Оперируя этими статистическими данными, автоматизированная система обучения может динамически изменять количество учебной информации в темах или главах. Это позволит предоставлять каждому пользователю за одинаковое время разные объёмы учебной

информации, персонифицируя, таким образом, процесс обучения. При этом следует учитывать следующие ограничения:

- область применения данного способа реформирования учебного материала должна быть ограничена рамками темы. Это ограничение вытекает из специфики процесса обучения, описанной выше.
- обязательное наличие определённых пороговых объёмов учебного материала. Это минимальный порог, определяющий минимальное количество учебного материала, который может подаваться слушателю и максимальный порог, определяющий максимально количество учебного материала, который может подаваться слушателю за определённое время. Эти минимальный и максимальный пороги должны быть введены в систему и учтены при реформировании учебных материалов.
- после очередного реформирования обязательна логическая связность реформированного учебного материала. Например, нельзя реформировать учебные материалы, разрывая при этом доказательство какой-либо теоремы.

Учитывая второе и третье ограничения, следует определить, в каких единицах будет измеряться учебный материал. Предлагается ввести понятия условной единицы материала (УЕМ) и условной логической единицы материала (УЛЕМ) [1]. УЕМ – это определённое количество текстовых символов. При наличии в тексте других элементов (картинок, рисунков, таблиц и т.д.) их «цена» в текстовых символах может определяться двумя способами:

- задать правила определения сложности элемента в зависимости от количества символов в случае формулы, или размера в случае картинки. При появлении в тексте формулы – определить её сложность и проставить ей соответствующую «цену» в знаках текста. При появлении в тексте рисунка поступать также как и при появлении формулы;
- при появлении в тексте формулы или рисунка вручную задать им «цену» на этапе формирования учебного материала.

УЛЕМ – это логически неразрывная часть учебного материала. Наличие понятия УЛЕМ позволит реформировать учебный материал таким образом, чтобы он был связным и не прерывался без логического завершения. Единицами УЛЕМ могут быть теоремы, определения, аксиомы, формулы с пояснениями, и другие логические элементы учебной информации. Границы УЛЕМ в тексте должны определяться на этапе формировании учебного материала.

УЛЕМ могут включать в себя несколько УЕМ. При этом очевидно, что невозможно добиться точного соответствия границ УЕМ и УЛЕМ при формировании учебного материала, что должно быть учтено при составлении правил реформирования.

Пусть изначально учебный материал M разделён поровну на A тем по B глав в каждой. Весь учебный материал M состоит из N УЕМ и L УЛЕМ. Пусть в рамках каждой темы количества УЕМ и УЛЕМ являются постоянными, то есть реформирование соседних тем не связано между собой. При равном количестве УЕМ в каждой главе темы получим расчётное количество УЕМ в одной главе

$$n^* = \frac{N}{ABk}.$$

Оно используется только до момента первоначального реформирования учебного материала. Параметр k в данном случае – это коэффициент, определяющий уровень восприятия информации слушателем относительно нормального уровня. При нормальном уровне $k = 1$. Очевидно, что с увеличением значения коэффициента k теоретическое количество УЕМ n^* будет уменьшаться.

Коэффициент можно представить, как функцию $k = f(t_b, t_x, x)$, где:

- t_b - время, потраченное слушателем на изучение теоретического материала главы до получения им оценки по результатам прохождения контроля знаний, удовлетворяющей минимальным требованиям;

• t_x - время, потраченное на прохождение контрольных заданий (высчитывается отдельно для каждого контроля знаний после глав);

• x - общий процент правильных ответов на контрольные задания (также высчитывается отдельно);

Поскольку при введении в формулу параметров t_b, t_x, x их надо сравнивать с определёнными нормами – примем за такие нормы два академических часа, то есть 90 минут на один урок, 20 минут на прохождение контрольных заданий. Следовательно, в общем виде формула будет принимать вид

$$k = x\frac{t_b}{90\times 60}\frac{t_x}{20\times 60}.$$

Отсюда

$$n^* = \frac{N\times 648\times 10^4}{ABxt_bt_x}.$$

Учитывая вероятность ситуации, когда $k\to\infty$ или $k\to 0$ (например, слушатель не ответил правильно ни на один вопрос) необходимо ограничить диапазон значений коэффициента. Пусть $k=[0.5;2]$. Это ограничение будет вводиться в систему на этапе её создания. Оно позволит изменять объёмы учебного материала не более, чем в 2 раза от нормального. $k=0.5$ значит, что слушатель может изучить в 2 раза меньше УЕМ в течение урока по сравнению с нормой. $k=2$ значит, что слушатель может изучить в 2 раза больше УЕМ в течение урока по сравнению с нормой. Для любой главы коэффициент k изначально равен 1. Также отдельной задачей стоит определение ситуаций, в которых будет проводиться реформирования учебных материалов. Оно будет проводиться в случае выхода значения коэффициента за внутренний диапазон. Например $[0.75;1.4]$. Если k принадлежит этому диапазону, то процесс реформирования проводиться не будет. Границы диапазона определяются на этапе проектировки системы и могут совпадать с границами полного диапазона значений k.

При равномерном распределении УЕМ по главам будет нарушена целостность УЛЕМ, а следовательно необходимо провести начальное реформирование материалов глав, чтобы УЛЕМ не были разделены. Если две соседних темы содержат в себе части одной УЛЕМ, то эта УЛЕМ будет полностью включена в ту тему, где находится большая часть УЛЕМ. В случае равного распределения одной УЛЕМ по главам она будет включена в главу с меньшим порядковым номером. После такого реформирования количество УЕМ в главах одной темы изменится, и перестанет быть одинаковым и равным n^*. Выразить эти количества можно через значения $n_1, n_2, ..., n_B$, показывающие – сколько УЕМ находится в каждой главе от первой до B-ой. Аналогично значения $l_1, l_2, ..., l_B$, показывают – сколько УЛЕМ находится в каждой главе от первой до B-ой.

Процесс начального реформирования материалов выглядит следующим образом: если для главы b, $n_b < n^*$, то необходимо добавлять в главу по 1-й УЕМ до тех пор, пока $n_b < n^*$. Как только $n_b \ge n^*$, проверить – входит ли УЛЕМ, являющаяся последней в главе b в главу полностью. Если входит, то начать процесс реформирования главы $b+1$ и так далее до последней главы в теме. Если последняя УЛЕМ полностью в главу не входит, то проверить – которая из частей последней УЛЕМ больше – принадлежащая главе b или нераспределённая. Если большей оказывается часть, принадлежащая последней УЛЕМ из главы b, то остаток УЛЕМ дополняет эту главу. В другом случае вся УЛЕМ полностью переносится в главу $b+1$, как идущая первой.

Процесс периодического реформирования учебного материала начинается в тот момент, когда слушатель прошёл какую-то часть материала раздела (например 20%). Накопившаяся за время работы с системой статистическая информация обрабатывается системой, которая вычисляет новый коэффициент k.

При подсчёте нового значения k_i для каждого i-го слушателя система должна поменять значения n_b для $\forall b$ темы a. После выполнения слушателем контрольных заданий по каждой главе начиная с 20% общего объёма раздела система рассчитывает коэффициент k, и при его вхождении в соответствующие диапазоны начинает реформирование глав. Но главы, для которых слушатель успешно выполнил контрольные упражнения, не могут подвергаться реформированию. Это значит, что те главы, для которых слушатель успешно выполнил контрольные упражнения (даже с минимально допустимой оценкой), не будут менять своё содержание. Рассмотрим это ограничение на примере.

Пусть существует множество глав $B = \{b_1, b_2, ..., b_i\}$. Для каждой из глав определены количества УЕМ и УЛЕМ, выраженные через множества $N_B = \{n_1, n_2, ..., n_i\}$ и $L_B = \{l_1, l_2, ..., l_i\}$ соответственно. После первоначального реформирования эти множества приобретут вид $N'_b = \{n'_1, n'_2, ..., n'_i\}$ и $L'_b = \{l'_1, l'_2, ..., l'_i\}$. По достижении границы пройденного материала в 20% система проводит реформирование глав, и перераспределение количества УЕМ и УЛЕМ в главах. Вне зависимости от того будет ли новое количество глав i_2 больше или меньше i, если на момент реформирования существует такая глава j ($i_2 > j$) для которой слушатель удовлетворительно выполнил контрольные упражнения, то множества УЕМ и УЛЕМ после реформирования приобретают следующий вид:

$$N''_b = \{n'_1, n'_2, ..., n'_j, n''_{j+1}, ..., n''_{i_2}\},$$
$$L''_b = \{l'_1, l'_2, ..., l'_j, l''_{j+1}, ..., l''_{i_{12}}\}.$$

При последующем реформировании если на момент реформирования существует такая глава k ($i_3 > k > j$) для которой слушатель удовлетворительно выполнил контрольные упражнения, то множества УЕМ и УЛЕМ после реформирования приобретают следующий вид:

$$N'''_b = \{n'_1, n'_2, ..., n'_j, n''_{j+1}, ..., n''_k, n'''_{k+1}, ..., n'''_{i_3}\},$$
$$L'''_b = \{l'_1, l'_2, ..., l'_j, l''_{j+1}, ..., l''_k, l'''_{k+1}, ..., l'''_{i_3}\}.$$

Значения (i, i_2, i_3) не связаны между собой. В общем случае при s реформированиях множества будут иметь вид:

$$N_b^{(s)} = \{n^{(1)}, n^{(2)}, ..., n^{(s)}\},$$
$$L_b^{(s)} = \{l^{(1)}, l^{(2)}, ..., l^{(s)}\},$$

где $n^{(r)}$ и $l^{(r)}$ соответственно подмножества глав, с одинаковыми количествами УЕМ и УЛЕМ, оставшихся неизменными после r-го реформирования.

Выводы

В результате использования такого подхода к реформированию учебных материалов система обучения будет персонифицирована под каждого конкретного пользователя, и в то же время сможет предоставить им одинаковый общий объём учебной информации. Важным развитием темы может послужить уточнение функций f и f_c, проведение экспериментальных исследований, а также последующее внесение в систему обучения реформирования контрольных заданий в зависимости от успешности слушателей.

Список литературы

1. *Г.Г.Геркушенко, А.М.Дворянкин*. Автоматизированная подготовка электронных образовательных ресурсов. – Телематика'2004. Труды XI Всероссийской научно-методической конференции (Санкт-Петербург, 7.06-10.06.2004). – СПб.: СПбГУ ИТМО, 2004. – с. 227-228.

УДК 629.735.05

А.П. Козлов, канд. техн. наук, доц.
(Национальный авиационный университет, Украина)

УСТРОЙСТВО ПРИЕМА СЕЙСМОСИГНАЛОВ

Рассмотрена необходимость совершенствования оборудования, применяемого в сейсморазведке, в частности, технических средств приема сейсмосигналов. Приведен анализ существующих сейсмоприемников. Предложено устройство, построенное на основе емкостного преобразователя с «открытым» электромагнитным полем. Анализируется функционирование сейсмоприемника. Устройство может быть использовано для выполнения авиационной сейсморазведки.

Введение. Одной из наиболее важных отраслей экономики является энергетика. Энергетическая мощность любой страны является важным фактором, как экономического, так и политического статуса страны. Одной из составляющих энергетики является нефтегазодобыча. Как известно, Украина является одной из старейших в мире нефтедобывающих держав. Еще во времена СССР Украина считалась достаточно перспективной территорией для добычи нефти. Но уже в 80-х годах геологоразведочные работы в Украине значительно сократились, переориентировавшись на более перспективную, с точки зрения рентабельности добычи нефти, Западную Сибирь. В настоящее время Украина переживает энергетический кризис, связанный с резким увеличением цен на нефтегазопродукты, закупаемых в России. В одном из своих выступлений президент Украины Виктор Ющенко назвал активное освоение углеводородных ресурсов в акватории Черного и Азовского морей будущим Украины. Из выше изложенного очевидно, что любые разработки, которые могут способствовать увеличению энергетических ресурсов Украины, являются весьма актуальными. Одной из составляющих в решении проблем энергетики является модернизация геологоразведочного оборудования и разработка новых методов разведки нефтегазовых месторождений.

Геофизическая разведка полезных ископаемых является одним из наиболее прогрессивных современных средств изучения земных недр. Исследование разнообразных физических явлений на поверхности земли, в горных выработках, скважинах позволяет делать выводы о структурных особенностях горных пород, наличии залежей полезных ископаемых. Сейсмическая разведка (сейсморазведка) является одним из важнейших видов геофизической разведки [1]. Сейсморазведка представляет собой совокупность методов исследований геологического строения земной коры, основанных на изучении распространения в ней упругих волн, возбужденных искусственно. Вызванные взрывом или ударом упругие волны распространяются во все стороны от их источника и проникают в толщу земной коры на большую глубину. Здесь они подобно световым или звуковым волнам претерпевают преломление и отражение и частично возвращаются к поверхности земли, где создаваемые ими колебания регистрируются при помощи специальной аппаратуры. Измеряя время распространения волн, и изучая характер колебаний, можно определить глубину залегания и форму тех геологических границ, на которых произошло преломление или отражение волны, а также судить о составе пород, через которые волна прошла на своем пути. Сейсмические методы особенно широко используются при решении различных структурно-геологических задач, в особенности применительно к поискам месторождений нефти и газа.

В современной сейсморазведке широко применяют два основных метода: метод отраженных волн (МОВ) и метод преломленных волн (МПВ). Существуют и другие модификации сейсморазведки, имеющие подчиненное значение.

Метод отраженных волн, как показывает его название, основан на изучении параметров упругих волн, отразившихся от границы раздела двух геологических пластов. Если скорость

распространения упругой волны заранее известна, то расстояние до отражателя определяют как половину произведения скорости на время пробега волны от момента ее возбуждения до возвращения к приемнику. В сейсморазведке процесс протекает несколько сложнее, так как скорость распространения упругих волн в геологических средах изменяется в зависимости от их состава в широких пределах и часто заранее неизвестна. Тем не менее, измеряя время пробега отраженной волны от одного источника к нескольким точкам наблюдений, можно вычислить скорость распространения волны в среде и определить положение границы, на которой произошло отражение. Для этого с целью непрерывного изучения формы отражающей границы колебания регистрируются одновременно во многих точках (рис. 1.)

Для возбуждения упругих колебаний используют передвижной сейсмоисточник. Для регистрации сейсмосигналов используются специальные подвижные лаборатории - сейсмические станции, в состав оборудования которых входит комплект сейсмоприемников.

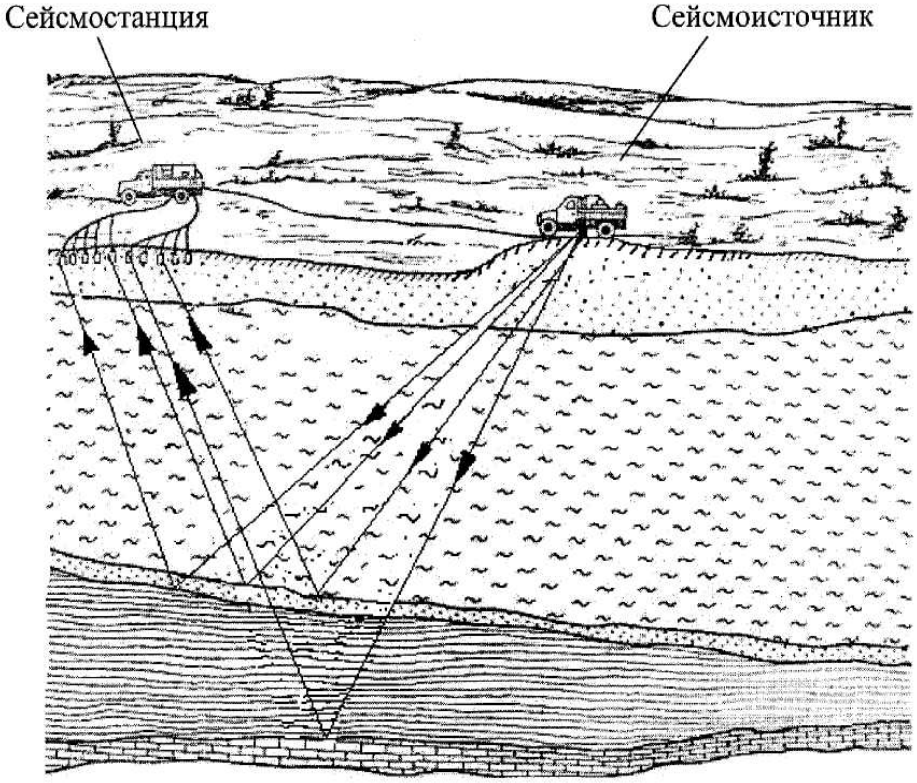


Рис. 1. Схема сейсморазведочных работ по методу отраженных волн

Сейсмоприемник представляет собой устройство, воспринимающее механические колебания почвы и преобразующее их в электрические колебания. В наземных сейсморазведочных приемниках применяются главным образом индукционные преобразователи. Корпус сейсмоприемника устанавливается на поверхности почвы, и движения корпуса в точности повторяют движения почвы. В корпусе сейсмоприемника размещена катушка, сердечником которой является постоянный магнит, подвешенный в корпусе на пружине. При движении корпуса сейсмоприемника в катушке наводится ток, несущий информацию о параметрах сейсмосигнала. Передаточная функция описанного преобразователя представляет собой колебательное звено. Собственная частота в современных сейсмоприемниках равна 20...30 Гц. Если требуется регистрировать полезные сигналы с меньшей частотой, то собственную частоту уменьшают. Известен достаточно широкий спектр конструкций сейсмоприемников с индукционными преобразователями [1].

На основе рассмотренного разработано устройство неконтактного приема сейсмосигналов (рис. 2). Датчик устройства представляет собой текстолитовый диск (основание). На нижней поверхности размещены высокопотенциальный (излучающий) электрод, имеющий форму кольца и занимающий внешнюю область основания, низкопотенциальный (приемный) электрод, имеющий форму диска и размещенный в центре

основания. В промежутке между диском и кольцом размещен экран. Верхняя плоскость основания также является экраном и электрически соединена с нижним экраном (рис. 3). Описанная система электродов представляет собой конденсатор с «открытым» электромагнитным полем. Конденсатор датчика включен в схему измерительного трансформаторного моста. После выставки датчика в контрольную точку мост уравновешивается с помощью балансировочного конденсатора. Электромагнитное поле, образованное системой электродов, проникает в приповерхностный слой Земли. При появлении в зоне электромагнитного поля объёмной продольной волны (волна сжатия-растяжения) мост разбалансируется синхронно движению волны. Это обусловлено тем, что сейсмическая объёмная волна изменяет плотность среды и, стало быть, её диэлектрическую проницаемость. Изменение диэлектрической проницаемости, в свою очередь, изменяет величину емкости датчика.

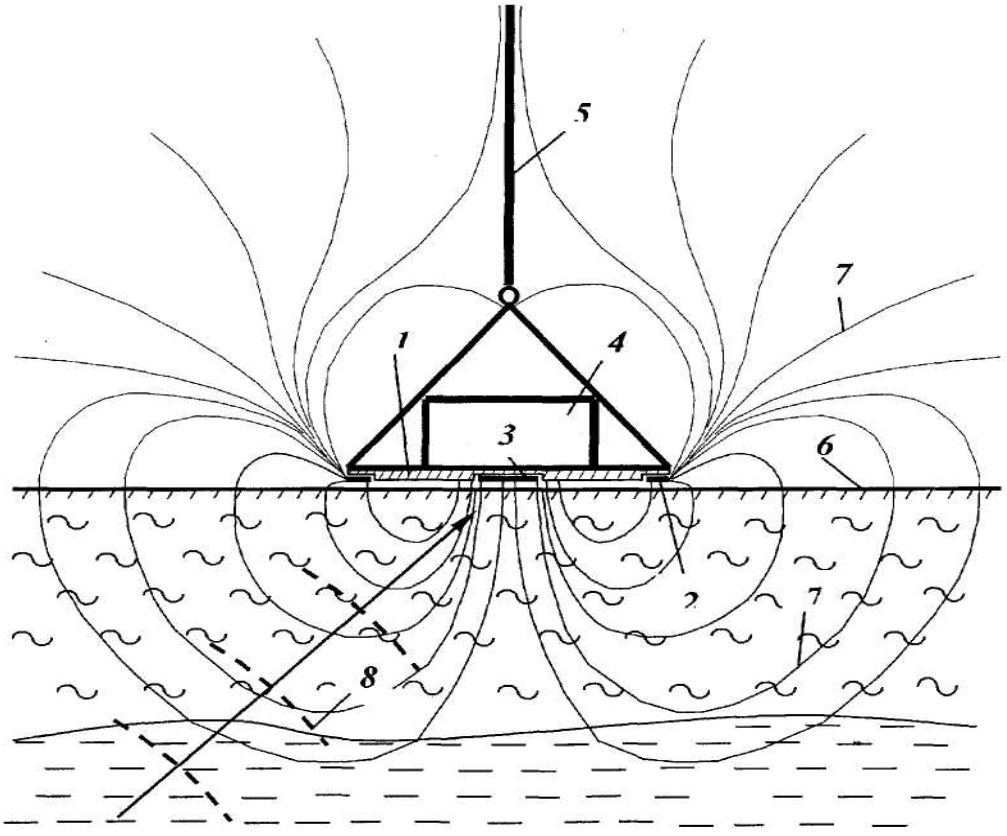


Рис. 2. Электроемкостный приемник сейсмосигналов:
1 - электроемкостный преобразователь; *2* - высокопотенциальный электрод;
3 - низкопотенциальный электрод; *4* - измерительный блок; *5* - подвес сейсмоприемника; *6* - земная ("дневная") поверхность; 7 - силовые линии электромагнитного поля преобразователя; *8* - упругие волны плотности

Постановка задачи. Анализ процесса выполнения сейсморазведки показал следующее. При ударном воздействии на грунт возникают сейсмические волны, которые распространяются радиально от точки удара. По характеру пути распространения сейсмические волны делятся на объёмные и поверхностные. В свою очередь объёмные волны подразделяются на продольные (Р-волны) и поперечные (5"-волны). Поверхностные волны возникают в результате взаимодействия объёмных волн с земной поверхностью. К наиболее распространенным типам сейсмических волн относятся волны Релея и волны Лява.

Волны Лява (£-волны) представляют собой сейсмические поверхностные волны, при распространении которых происходит только горизонтальное смещение частиц перпендикулярно направлению движения волны. Упругие волны смещения (волны Лява)

распространяются по поверхности на расстояние затухания. Эти же волны при движении вглубь Земли преобразуются в упругие колебания плотности среды распространения (Р-волны, волны Релея). Известно также, что волны Релея распространяются быстрее, чем волны Лява. При отражении волны Релея от поверхности раздела сред (глина - нефть), она распространяется к поверхности. При достижении приповерхностной зоны, упругие волны плотности преобразуются в волны перемещения, которые и регистрируются описанными сейсмоприемниками.

Приповерхностный слой, как правило, является разрыхленным и скорость распространения в нем упругих волн резко падает и возрастает их затухание. Описанный приповерхностный слой в геологии называют зоной малой скорости (ЗМС).

Анализ характеристик индукционных сейсмоприемников, широко применяемых в настоящее время, показывает, что основным недостатком сейсмоприемников является низкая чувствительность к низкочастотным сигналам и нелинейность характеристик. В то же время известно, что низкочастотные упругие волны распространяются на более значительные расстояния в силу меньшего затухания. Рассмотренные устройства регистрации сейсмосигналов реагируют только на упругие волны смещения.

Как Показывает анализ сейсмограмм интервал времени до получения отраженного сигнала ограничен. С приходом поверхностной волны от сейсмоисточника полезный сигнал искажается. Кроме этого, приповерхностный слой грунта достаточно сильно зашумлен посторонними звуковыми волнами в атмосфере. Это могут быть шумы естественного характера: гроза, дождь, ветер, шум воды, деревьев, животные, птицы. Могут присутствовать также техногенные шумы: автотранспорт, авиация, промышленная техника. Звуковые волны в атмосфере возбуждают в ЗМС упругие волны смещения (волны Лява).

С целью уменьшения влияния этих факторов выполняют возбуждение сейсмосигнала многократно, проводя регистрацию данных с синхронным наложением записей. В этом случае полезный сигнал, накладываясь многократно, увеличивается до значения, превышающего уровень шума, и становится наблюдаемым. Если многократная регистрация не даёт положительных результатов, геологи вынуждены бурить скважины для установки датчиков сейсмосигналов на некоторой глубине, желательно вне ЗМС. Таким образом, основным недостатком существующих способов приема сейсмосигналов индукционными датчиками является невозможность непосредственного приёма объёмных волн, параметры которых несут основную полезную информацию.

Исходя из выше приведенного, очевидна необходимость разработки устройства приема объёмных волн.

Поиск решения проблемы. Обзор средств возможного решения поставленной задачи показал, что перспективным способом приема сейсмосигналов, является применение емкостных преобразователей с «открытым» электромагнитным полем [2].

С целью определения параметров разработанного устройства изготовлен опытный образец и проведены лабораторные и полевые экспериментальные исследования.

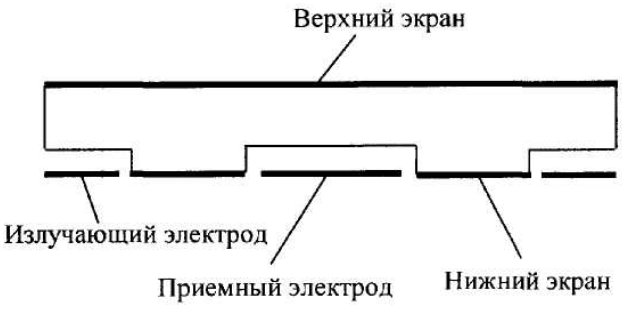


Рис. 3. Емкостный преобразователь сейсмоприемника

Экспериментальные исследования. Для проведения лабораторных исследований был использован ящик размером 1х0,8х0,8 м, наполненный утрамбованным грунтом (песок, глина).

Ящик устанавливался на деревянные брусья, в зазоре между полом и дном ящика было установлено ударное устройство. На поверхности грунта были установлены индуктивный сейсмоприёмник и электроемкостный приемник сейсмосигналов. Для устранения разбаланса измерительного моста по активной составляющей нижняя

поверхность емкостного преобразователя сейсмоприемника изолирована полиэтиленовой пленкой. Сигналы с индуктивного сейсмоприемника и с выхода фазочувствительного выпрямителя измерительного моста поступали на входы двухканального осциллографа.

Полученные осциллограммы снимались фотоаппаратом. Типичная осциллограмма представлена на рис. 4.

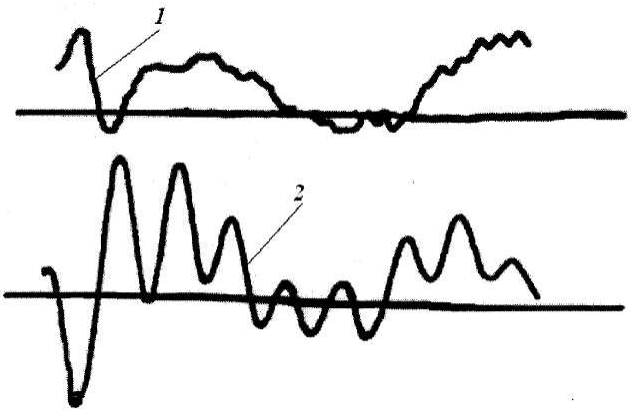


Рис. 4. Сейсмограмма лабораторных исследований сейсмоприёмника с ёмкостным преобразователем с „открытым" электромагнитным полем: 1 — сигнал индуктивного датчика; 2 - сигнал емкостного датчика

Анализ результатов показывает, что разработанное устройство воспринимает сейсмосигнал. Частотный диапазон принимаемых устройством сигналов (2) существенно шире, чем у индукционного сейсмоприемника (7): характер изменения сигнала от датчиков примерно совпадает, однако, ёмкостный преобразователь воспринял также вибрацию стенок ящика с грунтом. Кроме этого наблюдается некоторое отставание сигнала 1 относительно сигнала 2. Это обусловлено инерционностью индукционного сейсмоприемника. Исходя из этого, можно утверждать, что ёмкостный преобразователь даст более точные значения информационных интервалов времени.

Для подтверждения вышеизложенных оценок, полученных в результате лабораторных исследований, проведены полевые испытания сейсмоприемника с ёмкостным преобразователем. Испытания проводились на исследовательском полигоне Киевского геофизического отделения Украинского научно-исследовательского геологоразведочного института под Прилуками. Для проведения исследований была предоставлена передвижная сейсмостанция. Оборудование сейсмостанции: 15-ти канальный самописец с соответствующим блоком усилителей, стометровая коса с размещенными на ней через 10 м 10 индукционными датчиками, два индукционных датчика с соединительными проводами (один — резервный) для установки возле сейсмоисточника, аккумуляторная батарея питания и другое вспомогательное оборудование. К сожалению, передвижной сейсмоисточник отсутствовал. В качестве сейсмоисточника для генерации сейсмических волн была использована дубовая колода, прикопанная в грунт, и кувалда. Учитывая маломощность «сейсмоисточника» он был размещен на дистанции 30 м от сейсмостанции.

На первый канал был подключен индукционный сейсмоприёмник, установленный непосредственно возле сейсмоисточника. Ко 2-му каналу подключался электроемкостный сейсмоприёмник, к 3-му - индукционный сейсмоприёмник, установленный непосредственно возле электроемкостного сейсмоприемника. На 4... 11, исключая 9-й, подавались сигналы с индукционных сейсмоприёмников, установленных с интервалом в 10 м. На 9-й канал сигналы не подавались, индукционные сейсмоприёмники 12,13 в грунт не устанавливались, усилители 14 и 15 каналов были выключены. Наиболее характерная осциллограмма представлена на рис. 5.

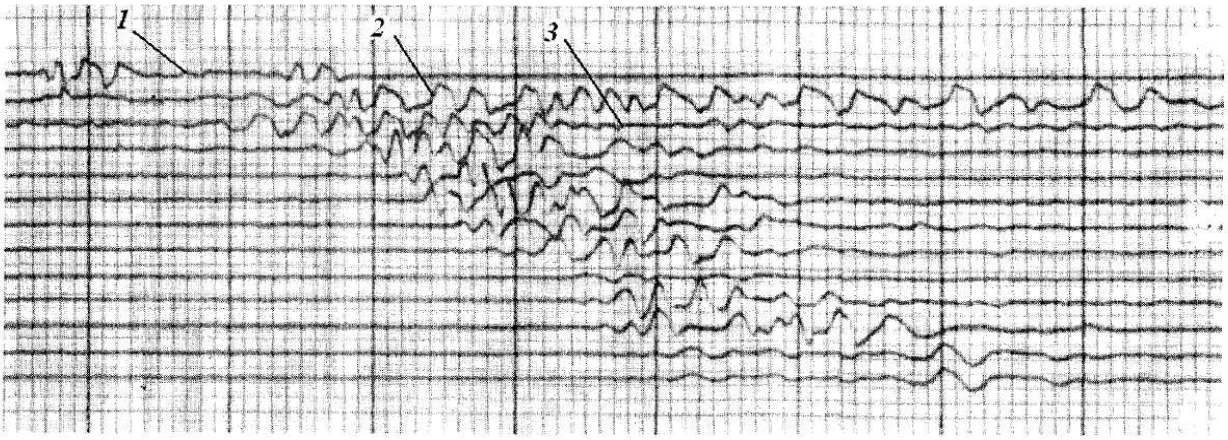


Рис. 5. Сейсмограмма полевых испытаний электроемкостного сейсмоприёмника: *1* - сигнал индукционного сейсмоприёмника, расположенного непосредственно возле сейсмоисточника; *2* - сигнал электроёмкостного сейсмоприёмника (дистанция до сейсмоисточника-30м); *3* - сигнал индукционного сейсмоприёмника, расположенного непосредственно возле электроёмкостного сейсмоприёмника

Анализ полученных сейсмограмм подтверждает работоспособность электроемкостногс сейсмоприёмника, его сигнал достаточно точно повторяет сигнал индукционного сейсмоприёмника, очевидна более высокая чувствительность устройства.

Выводы

Результаты экспериментальных исследований показали, что разработанное устройство позволяет реализовать прием объёмной волны сейсмосигнала. Датчик устройства не реагирует на волны смещения, что позволяет существенно увеличить интервал времени приёма сейсмосигнала. При этом полезная информация не искажается атмосферными шумами, так как они вызывают только волны смещения. Таким образом, данное устройство позволяет реализовать неконтактный прием сейсмосигнала, что позволит организовать авиационную сейсморазведку.

Список литературы

1. Сейсморазведка: Справочник геофизика / под ред. *И. И. Гурвича, В. П. Номоконова*-М.: Недра, 1982.

2. Пат. 8415 Україна, МПК7 G 01C 05/00 Ємнісний висотомір / *Козлов А. П., Рогожин В. О., Синеглазое В. М., Філяшкін М. К.;* заявник та патентовласник Національний авіаційний університет. - 20041008113; заявл. 06.10.04, опубл. 15.08.05, Бюл. № 8.

УДК 681.518.5

В.М. Білий
(Національний авіаційний університет, Україна)

АВТОМАТИЗАЦІЯ ПРИЙМАЛЬНО-ЗДАВАЛЬНИХ ВИПРОБУВАНЬ (ПЗВ) СИСТЕМ РЕЛЕЙНОГО ЗАХИСТУ

Проблеми випробувань електронної апаратури виникають при необхідності виконати й обробити великий обсяг вимірів або провести якісні випробування великої кількості серійної продукції. У докладі пропонується ефективний підхід до проведення випробувань, заснований на застосуванні персональних комп'ютерів і нових технічних і програмних засобів, таких як апаратура контролю разом з імітатором кабельних і повітряних ліній електропередач цифрова система ТЕСТЕР-РЗА, мережа на основі інтерфейсів RS-232 і RS-485. Розглядаються також статистичні аспекти обробки результатів випробувань.

Актуальність теми.

Випробування електронної апаратури проводяться на двох етапах життєвого циклу виробів: на етапі розробки й на етапі виробництва. На етапі розробки проблеми виникають, коли необхідно виміряти й обробити великий обсяг даних, наприклад, оцінити тимчасову стабільність джерела напруги або зміна протягом доби параметрів ліній електропередач, коефіцієнт кореляції між погрішністю вимірювального приладу й напругою живильної мережі. На етапі серійного виробництва проблеми пов'язані з великою кількістю продукції, для кожного екземпляра якої необхідно виконати весь обсяг приймально-здавальних випробувань, записаних у технічних умовах. В останньому випадку трудомісткість випробувань може вносити істотний вклад у собівартість виробу.

Рішенням названих проблем може бути автоматизація випробувального стенда за допомогою комп'ютера та спеціального устаткування при якій вірогідність результатів і якість продукції істотно підвищуються. Комп'ютер в автоматичному режимі може виміряти й побудувати, наприклад, графік погрішності вольтметра від вхідної напруги й т.п.

Склад, структура та функціонування системи.

Система в загальному випадку складається із джерел впливів (електричних, кліматичних і т.п.) на випробуваний прилад і засобів вимірювання результатів цих впливів. Джерела електричних впливів і засоби вимірів можуть підключатися до приладу, який перевіряється за допомогою виділених спеціальних ланцюгів.

Завдання автоматизації випробувань вирішується досить швидко, з високим ступенем вірогідності результатів і з високою точністю, якщо центральне місце в системі займає комп'ютер, забезпеченний програмою взаємодії з перевіряємим приладом і цифровою системою РЗА-ТЕСТЕР.

Ця система тестування має дворівневу ієрархічну структуру. Верхній рівень створений на основі стандартного комп’ютера (ПК). На нижньому рівні знаходиться пристрій "РЗА – ТЕСТЕР", до якого безпосередньо під’єднується МРЗС-05М. Зв’язок між нижнім та верхнім рівнем здійснюється через порт послідовної передачі даних RS–232.

На рис. 1 наведена схема приєднання пристрою "РЗА – ТЕСТЕР" з пристроєм МРЗС-05М, при допомозі якої здійснюється перевірка останнього.

Під’єднання струмових кіл є незмінним для проведення перевірки будь-якого пристрою МРЗС-05М незалежно від його модифікації.

Під’єднання напругових кіл для подачі напруги нульової послідовності 3U0 від пристрою "РЗА-ТЕСТЕР" може бути довільним, але потрібно вказувати вибрані кола напруги на сторінці "Конфігурація" на ПЗ ПК верхнього рівня.

Дискретні виходи та входи пристрою МРЗС-05М, а також дискретні входи та виходи пристрою "РЗА-ТЕСТЕРА" можна вибирати довільно, але при цьому необхідно здійснити відповідне ранжування.

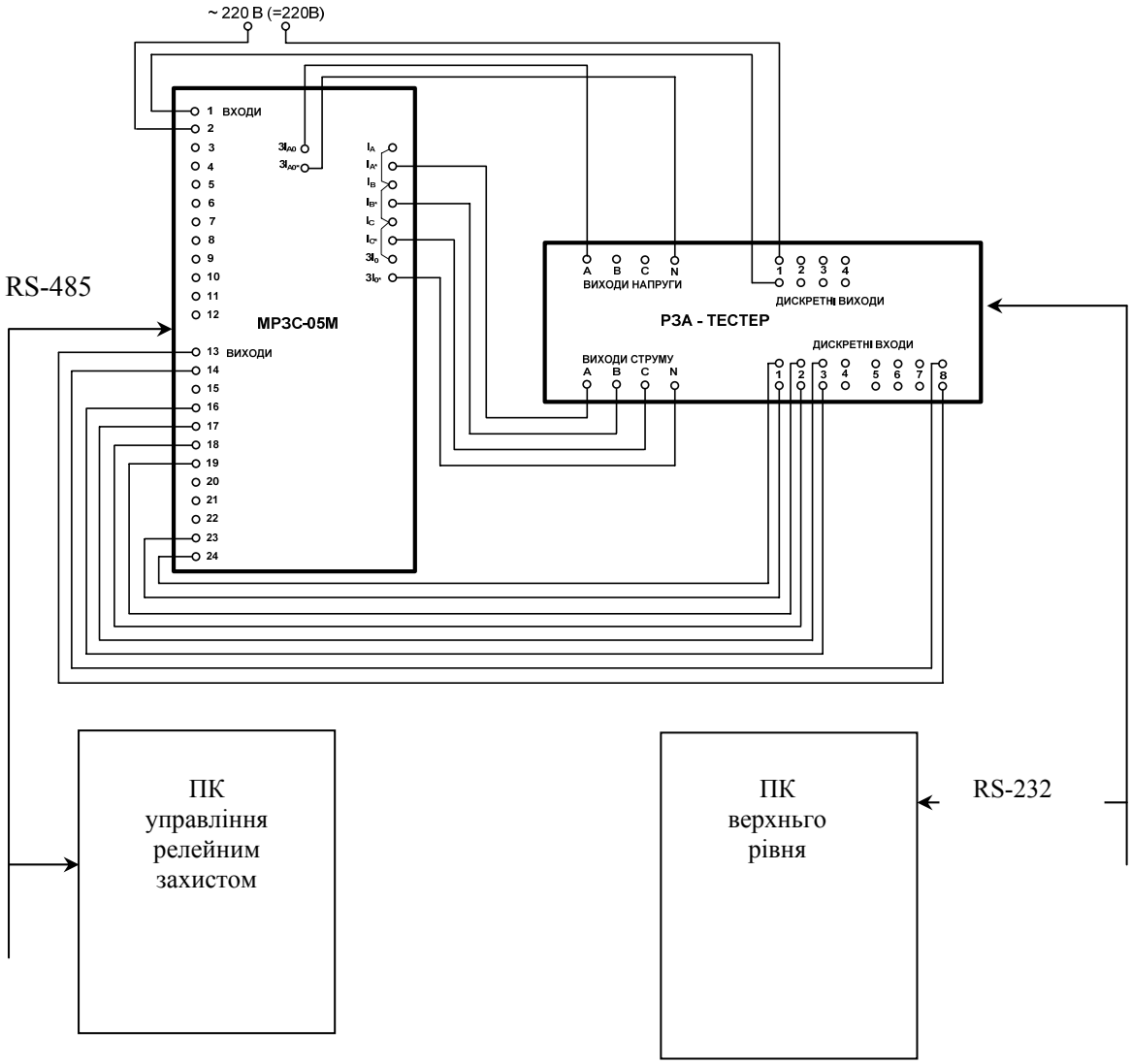


Рис.1 Приєднання пристрою "РЗА-ТЕСТЕР" з МРЗС-05М

Безпосередня перевірка пристрою МРЗС за заданим на сторінці *"Сценарії"* переліком об'єктів здійснюється з сторінки *"Перевірка"* (рис. 2) на ПЗ ПК верхнього рівня.

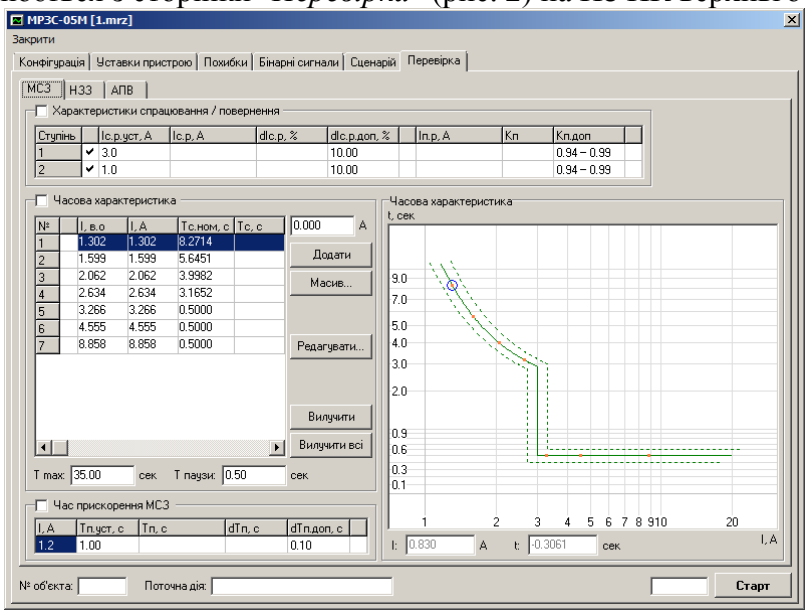


Рис. 2. Сторінка "Перевірка"

Перевірка окремих підсистем пристрою МРЗС-05М здійснюється з окремих підсторінок:

– перевірка максимального струмового захисту;
– перевірка направленого захисту від однофазних замикань на землю;
– перевірка АПВ (автоматичного повторного включення).

На підсторінці перевірки максимального струмового захисту (МСЗ) (рис. 2) здійснюється перевірка наступних характеристик цього захисту:

– характеристики спрацювання (повернення);
– часової характеристики;
– часу спрацювання прискорення;
– блокування МСЗ.

Для того, щоб здійснювалась перевірка кожної з цих характеристик, її потрібно ініціалізувати. Для цього зліва від назви характеристики в полі незалежного перемикача необхідно поставити зображення "галочки". Якщо ініціалізація характеристики не проведена, то характеристика перевірятись не буде і її назва буде відображена світло сірим кольором.

Деякі аспекти оцінки результатів приймально-здавальних випробувань

Відомі різні статистичні методи приймального контролю, що відрізняються використовуваними критеріями або показниками якості, способами перевірки обраних показників, способами побудови вибірки.

Способи перевірки обраних показників можуть бути засновані на використанні методу абсолютних вимірів або граничного методу вимірів, що є методом альтернативного контролю.

Зокрема, в одних методах показниками якості випробуваного об'єкта або досліджуваного процесу є такі характеристики – як середні значення, среднеквадратические відхилення, коефіцієнти кореляції; в інших методах критерієм якості є частка браку, частка реалізацій процесу, що потрапляють у допуски або ймовірність успішного виконання заданої операції.

Більшість методів приймального контролю засновано на апріорному знанні розподілів або вимірюваних параметрів, або функцій вимірюваних параметрів. У зв'язку із чим, розрізняють метод-схему біноміальних випробувань, схему Пуассона, групу методів контролю надійності, заснованих на припущенні експонентного розподілу відмов і ін.

Більшість методів приймального контролю відзначеними вище мають той недолік, що при оцінці успіху ПЗВ не враховуються або слабко враховують наступні особливості контролю - перевірки імовірності успіху ПЗВ:

– обмеження об'ємів випробувань. Зокрема, припускаємо, що сумарний об'єм випробувань порядку $n \times 100$, $n=1;2$; що відповідає, наприклад, приймально-здавальним випробуванням при серійному випуску МРЗС-05М;

- багатомірність зафіксованого параметру процесу (у його термінальному перетині) і, відповідно, багатомірність області припустимих відхилень;

- можливі відмінності закону розподілу відхилень параметра від нормального розподілу;

- неоднорідність умов випробувань, що пов'язано з різницею очікуваних умов експлуатації, включаючи зовнішні умови, а також різні режими роботи й різних внутрішніх станів досліджуваного об'єкта;

- необхідність використання нечисленних, єдиних або інтегральних показників якості (технічної ефективності) для рішення про приймання або бракування випробуваного виробу МРЗС-05М. Зокрема, як показник технічної ефективності системи використовуємо ймовірність успішного виконання заданої операції (заданого комплексу операцій).

При різнорідних умовах випробувань, що відповідають умовам або режимам функціонування системи, узагальненим показником технічної ефективності є повна ймовірність $W_{\text{П}}$ відсутності відмов (або імовірність влучення параметрів у задані допуски):

$$W_{\text{П}} = \sum_{j=1}^{r} S_j W_j \ ,$$

де S_j – апріорні імовірності реалізації (зустрічальності) j – умов; W_j – частки показники ефективності (умовні імовірності).

Висновки

Таким чином автоматизована система має наступні переваги:

- виключаються властиві людині помилки;
- прискорюється процес випробувань;
- з'являється можливість швидкого одержання достовірної статистичної інформації, що одержати вимірами "вручну" практично неможливо через більші витрати часу;
- результати роботи можуть бути представлені в безпосередно у вигляді графіків і автоматично заповнених бланків звітів з результатами випробувань на кожний виріб.

Список літератури

1. МИ 2439-97. Метрологические характеристики измерительных систем. Номенклатура, принципы регламентации, определения и контроля.

2. МИ 2440-97. Методы экспериментального определения и контроля характеристик погрешности измерительных каналов измерительных систем и измерительных комплексов.

3. *Frank Iwanitz, Jurgen Lange.* OPC Fundamentals, Implementation, and Application. - 2. rev. ed. - Heidelberg: Huting, 2002, 225 p.

4. *Sanchez P. M., Cruz, P. J.* Real time connection of programmable logic controllers to Excel spreadsheets. - Proc. of the 2002 IEEE Int. Symposium on Industrial Electronics, 2002, vol.1, p. 233 - 238.

5. *Кудиненко А. В., Егоршин Ю. А., Красноусова О. Ю.* Проверка вероятности попадания в допуск для параметров сложной системы, функционирующей в разнородных условиях эксплуатации // Вісник НАУ. – К.: НАУ, 2001. – №1(8). – С. 67-70.

6. *Бунчук А.А., Егоршин Ю.А., Кудиненко А.В., Посохова О.Ю.* Алгоритм оперативного контроля тестовых испытаний и формирования репрезентативных выборок // Проблеми авіоніки. – К.: КМУЦА, 1997. – С. 229-235.

УДК 681.518.3

В.П. Подольський
(Національний авіаційний університет, Україна)

СТЕНДОВІ ВИПРОБОВУВАННЯ АВІАЦІЙНИХ КОНСТРУКЦІЙ

Проведено аналіз програмно-технічних засобів АСУ ТП "Фундамент" для забезпечення автоматизованого керування фундаментними плитами вібростендів при їх підйомі на задану висоту, утриманні при вібраційних випробуваннях та опусканні на упори. Показано, що процес підйому фундаментних плит представляє собою динамічний процес, від якості якого залежать подальші вібраційні випробування. Досліджені режими та алгоритми роботи АСУ ТП "Фундамент".

Актуальність дослідження. Подальший розвиток авіаційної та космічної техніки ставить нові вимоги перед обладнанням, яке використовується при проведенні випробувань. Високий рівень проведення випробувань у теперішній час можна досягти за рахунок використання сучасних інформаційних технологій. Технічні засоби, які використовувались для підйому фундаментних плит стендів, не забезпечували потрібну точність, надійність та безпеку. Тому виникає потреба в розробці комп'ютерної системи, яка забезпечить підйом фундаментних плит оператором у директивному режимі, тобто в режимі підказки, та в автоматичному режимі.

Постановка задачі. Здійснення контролю і управління положенням фундаментів стендів з підвищеною точністю, необхідною при випробуванні авіаційної та космічної техніки. Здійснення координації в просторі взаємного положення двох фундаментів або фундаменту і великогабаритного об'єкту випробувань. Дистанційний контроль і автоматизоване управління положенням фундаментів і випробовуваних виробів при тривалих (безперервних) випробуваннях.

Опис стенду. Об'єктами, положення яких необхідно контролювати і коректувати щодо стояночних упорів, розташованих на фундаменті чи будівельних конструкціях випробувального корпусу є:

- фундамент стенду 136-2000;
- фундамент стенду 137-2841;
- досліджуваний виріб, розміщений у вертикальному положенні на віброплатформі, встановлений на одній з фундаментних плит (ФП) стенду 136-2000.

Фундамент стенду 136-2000 являє собою 2 ФП - залізобетонних блоки з габаритами 15000х8000х5500 мм і масою 1100 т кожний.

Фундамент стенду 137-2841 – це залізобетонний блок з габаритами 5000х5000х4500 мм і масою 260 т.

В неробочому стані ФП розміщені на стояночних упорах, які встановлені на силовій підлозі випробувального залу.

Робочий стан ФП - підйом у вертикальному направленні над упорами на висоту 50±10мм.

Максимальний допустимий за умовами безпечної експлуатації обладнання підйом ФП складає 100мм.

Підйом ФП стенду 136-2000 забезпечується 10 вертикальними пневмоопорами (ВПО) з максимальним робочим тиском повітря 7,5 Мпа, а стенду 137-2841 - 4 ВПО з максимальним робочим тиском повітря 2,5 Мпа.

Горизонтальна фіксація ФП здійснюється:

у стенді 136-2000 – 30 горизонтальними пневмоопорами (ГПО) з робочим тиском до 0,5 Мпа;

у стенді 137-2841 – 8 ГПО з робочим тиском до 0,5 Мпа.

Пневмозабезпечення ВПО і ГПО стендів реалізується за допомогою електропневмопультов 136-1399. Кожен пульт має 4 ідентичних канали.

Кожен канал забезпечує:

- редукування тиску повітря, що подається в пульт, в діапазоні

0,5...7,5 Мпа;

- подачу повітря в пневмоамортизатори (ПА) через електропневмоклапан (ЕПК) 44-41-0118, нормальнозакритий;
- контроль тиску до редуктора і тиску подачі в ПА;
- контроль тиску в ПА;
- дренаж повітря з ПА за допомогою вентиля;
- дренаж повітря з ПА через ЕПК 44-41-0119, нормальновідкритий
- дренаж повітря з ПА через запобіжний клапан.

ВПО кожної із ФП стенду 136-2000 підключені до 4-м каналів пульта 136-1399 за несиметричною схемою:

1-й канал – ВПО №№1,2,3,4,7,8,9;

2-й канал – ВПО №5

3-й канал – ВПО №6

4-й канал – ВПО №10.

Таким чином, канал №1 є основним, його ВПО здатні підняти ФП над стоян очними упорами. ВПО каналів 2,3,4 виконують коректуючи дію на ФП.

З'єднання ГПО кожній ФП з електропневмопультом виконане за симетричній схемі. Канали №№1,2 забезпечують віброїзоляцію, коректування положення і утримання ФП в поздовжньому, а канали №№3,4 - в поперечному напрамках.

На стенді 137-2841 кожен канал пульта 136-1399 підключений до одного ВПО. ВПО. ВПО та ГПО під ФП розташовані симетрично.

Комплекс технічних засобів. Вимірювальна система.

Комплекс технічних засобів АСУ ТП представляє собою комп'ютерну систему, до складу якої входять: АРМ оператора на базі платформи Intel 925 з процессором i530, підсистема дистанційного управління на базі промислового комп'ютера фірми Advantech з додатковими платами , виконуючими функції вводу/виводу дискретних та аналогових сигналів, мультиплікації портів RS-485 та датчиків тиску, переміщення, каналів керування електропневмоклапанами, апаратури аварійної сигналізації .

Живлення автоматизованої системи управління здійснюється напругою змінного струму 187-242 В. Система електроживлення обладнана джерелами безперебійного живлення що дозволяють завершити роботу при пропажі напруги живлення без втрати управління.

Прийом і аналіз інформації про положення ФП здійснюється з 20 ультразвукових датчиків положення по 20 аналоговим каналам із струмовими сигналами 4-20 ма. Прийом і аналіз інформації про передаварійне і аварійне положення ФП здійснюється з 12 ультразвукових датчиків положення по 24 каналам з контактних двухпозиційних датчиків. Управління в аварійній ситуації здійснюється по 12 каналам управління. Автоматизована система управління містить незалежний основний і резервний канали прийому і обробки інформації про передаварійне і аварійне положення ФП. Прийом і аналіз інформації про тиск у вертикальних пневмоопорах ФП здійснюється з 12 датчиків тиску по чотирьох каналах з інтерфейсом RS-485. Управління положенням ФП, живленням всіх раніше перерахованих датчиків, світловою і звуковою сигналізацією здійснюється по 114 каналам телекерування. Прийом аналіз і формування сигналів, що управляють, виконується промисловим комп'ютером, в який встановлені відповідні інтерфейсні плати. Промисловий комп'ютер використовує операційну систему реального часу QNX. Промисловий комп'ютер пов'язаний з автоматизованим робочим місцем (АРМ) оператора по каналу Ethernet, з якого також можна керувати процесом випробувань та відображувати стан об'єктів керування. АРМ оператора виконує всі необхідні настройки системи АСУ ТП "Фундамент", запуск

контроль вибраних режимів роботи, забезпечує незалежний контроль і управління підсистемою аварійного дренажу повітря. АРМ оператора функціонує під управлінням операційної системи Windows XP Professional.

Вимірювальна система складається з датчиків переміщення, датчиків тиску, каналів передачі аналогової та цифрової інформації, модулів промислового комп"ютера для вводу показань датчиків та власне самого промислового комп"ютера з необхідним програмним забезпеченням для обробки даних вимірювань і видачі стимулюючих сигналів. Найбільш важливим і визначаючим є вибір первинних датчиків положення ФП. В даний час найдоцільніше використовувати для даної системи оптичні або ультразвукові датчики. До недоліків оптичних датчиків можна віднести вплив зовнішньої середи (запилена пари тих або інших рідин і т. п.). При усуненні впливу вказаних чинників ускладнюється конструкція. Тому для використання в автоматизованій системі управління використовуються ультразвукові датчики одної з провідних фірм Senix Corporation., на які практично не впливають вказані фактори. Далі найбільш важливою характеристикою датчиків є вихідний інтерфейс. Переважне число датчиків мають або струмовий інтерфейс (0-5 ма, 4-20ма), або вихід напруги 5 В або 10в. При виборі між цифровим інтерфейсом RS485 і аналоговим інтерфейсом перевага була віддана налоговому, так як швидкість цифрового інтерфейсу обмежена, фіксована і складає 9600 бод. При вказаній швидкості цикл опиту і одержання інформації одного датчика складає не менше 12 мс що є гранично допустимим значенням навіть при здобутті інформації паралельно по всіх каналах зв'язку з частотою вібрації ФП (1-3 Гц). У зв'язку з викладеним був вибраний ультразвуковий датчик фірми Senix Corporation TS-30S1-ISK із струмовим виходом 4-20 ма. В цьому випадку швидкість обробки інформації про положення ФП визначається лише швидкістю виміру контрольованої відстані. Для організації незалежного аварійного каналу вибраний ультразвуковий датчик тієї ж фірми TS-30S1-SKSK. Особливістю цього датчика є те, що він має два виходи, передаварійний і аварійний, що спрацьовують як при зменшенні, так і при перевищенні вимірюваної відстані нижче або вище заданих.

Як датчик тиску вибраний датчик тиску МЕТРАН-100-ДИ-1160-02-МП4-Т10-025-10МПА-М20-ШР22-10 фірми МЕТРАН, який задовольняє всім вимогам по параметрам:

- діапазон вимірюваного тиску (0,6…10) Мпа;
- межа основної похибки, що допускається ±0,5 %;
- робоча температура -40…70 ˚С;
- вихідний інтерфейс - RS485;

Інформація з датчиків оброблюється промисловим комп"ютером в підсистемі дистанційного керування.

Підсистема дистанційного керування має:

- 20 каналів прийому і обробки струмових сигналів 4…20 ма;
- 24 канали прийому і обробки інформації з аварійних датчиків;
- 1 канал RS485;
- 44 канали управління живленням датчиків;
- 40 каналів управління електропневмоклапанами;
- 27 каналів управління індикацією, що відображує стан кожної з ФП, режим роботи та інші ситуації;
- 2 канали управління звуковою сигналізацією..

Програмне забезпечення для підсистеми дистанційного керування на базі промислового комп"ютера розроблено під операційну систему реального часу QNX з використанням програмного інструментарію QNX Momentics Professional Edition ver. 6.3.

Програмне забезпечення для АРМ оператора розроблено на базі SCADA "КВАНТ-2000".

Загальний алгоритм роботи АСУ ТП "Фундамент" показаний на рис.1.

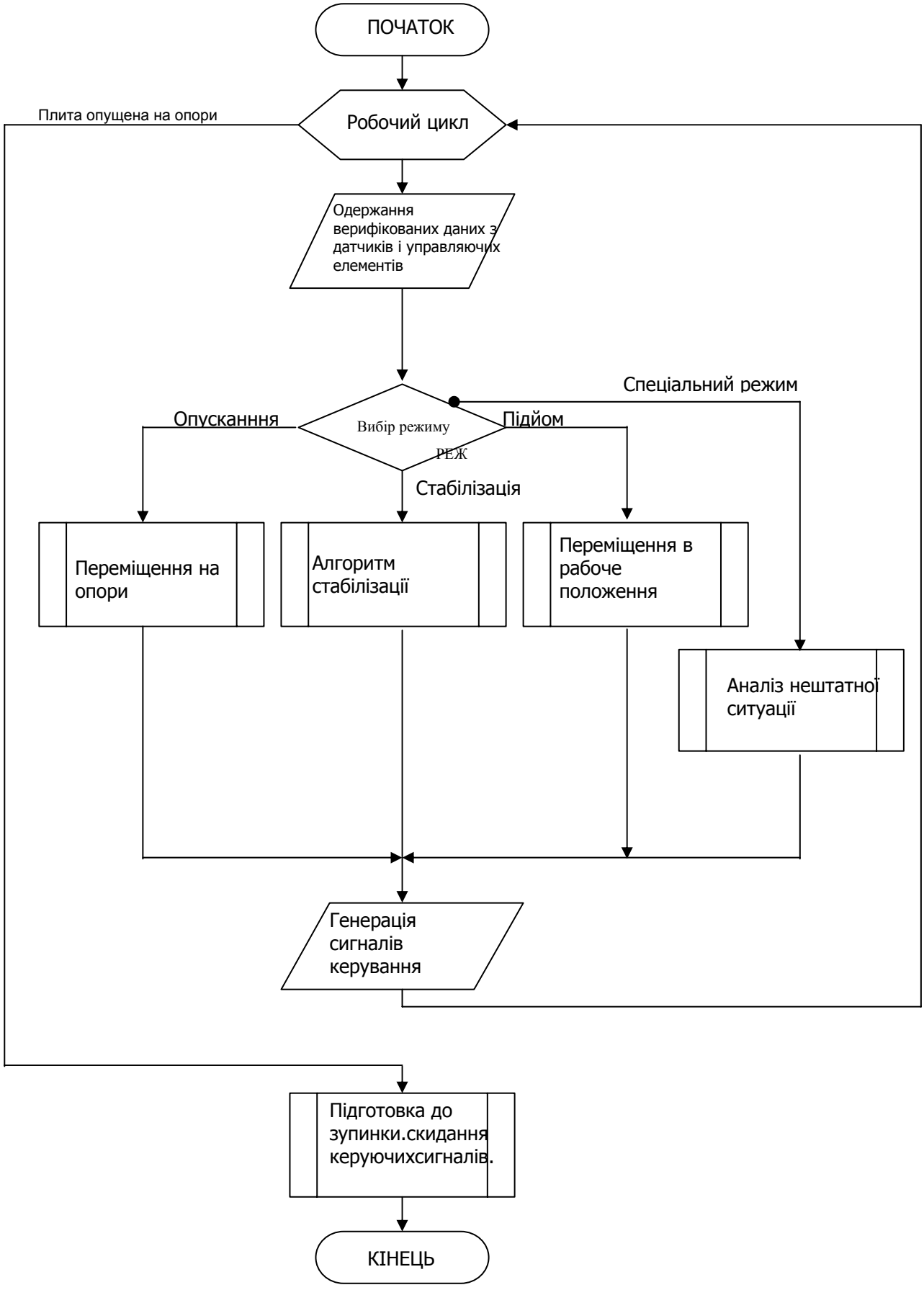


Рис.1.Загальний алгоритм роботи АСУ ТП "Фундамент".

Висновки

Розроблена архітектура автоматизованої системи керування технологічним процесом стендових випробувань авіаційної техніки АСУ ТП "Фундамент" показала високу точність підйому ФП та стабільність утримання ФП на заданій висоті.

Швидкість підйому ФП в автоматичному режимі перевищує в декілька раз швидкість підйому в ручному режимі.

Безпека технологічного процесу стендових випробувань забезпечується повною автоматизацією контролю за положенням ФМ та керування ФП і, як наслідок, відсутністю обслуговуючого персоналу біля реперів ФП.

Список літератури

1. *PLCopen.* Standartization in Industrial Control Programming. Profiles, Products & Services of PLCopen Members. April 1996.
2. *С.В.Золотарев.* Системы SCADA в среде ОС QNX. "Мир ПК", # 4/96, с. 114.
3. *И.М.Бабаков.* "Теория колебаний". –М.Наука, 1968.-559
4. *Н.М. Александровский* Элементы теории оптимальных систем автоматического управления. – М.:Энергия, 1969. - 128 с.
5. *Джон Парк, Стив Маккей*. Сбор данных в системах контроля и управления. Группа ИДТ, 2006 г., -504 стр

УДК 681.518.3

О.В. Осадчий, В.М. Білий, В.П. Подольський
(Національний авіаційний університет, ДПВО "Київприлад", Україна)

АВТОМАТИЗОВАНА СИСТЕМА КОНТРОЛЮ ЯКОСТІ ЕЛЕКТРОЕНЕРГІЇ

Приведена структура системи контролю якості електроенергії і управління споживачів електроенергії наземного комплексу космодрому Алькантара, Бразилія. Показана реалізація основних компонентів системи. Висвітленні функції, які забезпечують вимірювання та контроль показників якості електроенергії.

Актуальність дослідження.

Система контролю якості електроенергії і управління (СКЯЕУ) має велике значення в забезпеченні нормованим живленням споживачів електроенергії наземного комплексу космодрому Алькантара (Бразилія). Відхилення показників якості електроенергії від допустимих значень може привести до виходу з ладу технологічного обладнання, до порушення безпеки життя і здоров'я обслуговуючого персоналу, до майнових збитків.

Об'єкт контролю. Система контролю якості електроенергії і управління (СКЯЕУ) призначена для контролю параметрів якості електроенергії системи електропостачання технологічного обладнання наземного комплексу космодрому Алькантара. Об'єктом контролю є система електропостачання технологічного обладнання (СЕП ТО).На космодромі Алькантарає є 3 комплекси: технічнй комплекс ракети-носія (ТК РН), технічнй комплекс космічного апарату і головного блоку (ТК КА и ГБ), стартовий комплекс (СК).

Електропостачання здійснюється від двох вводів 380/220 В 60 Гц, що поступають на розподільний щит СЕП ТО (ЩР ТО) на дві секції шин. У ЩР ТО є автоматичні вимикачі на фідерах, що відходять, керовані автоматичні вимикачі на вводах і керований вимикач АВР. Всі вимикачі мають "суху пару" контактів для контролю положення вимикача. Від кожної секції шин ЩР ТО живиться по одному джерелу безперебійного живлення (ДПЖ), які навантажені на загальну секцію шин щита гарантованого живлення СЕП ТО (ЩГЖ ТО) - 2 введення. У ЩГЖ ТО є автоматичні вимикачі на фідерах, що відходять, і керовані автоматичні вимикачі на введеннях. Всі вимикачі мають "суху пару" контактів для контролю положення вимикача. Кожен ДПЖ має "суху пару" контактів видачі сигналу "Загальна несправність" і командний вхід 24 В для відключення ДПЖ.

ЩР ТО і ЩГЖ ТО встановлені в щитовій даного приміщення. Частина споживачів харчуються безпосередньо від ЩР ТО і ЩГЖ ТО, а частина - від проміжних розподільних щитів (ЩР) і шаф пристроїв перетворення електроенергії (ШУПЕ), встановлених в приміщеннях поряд з ТО.

Від ШУПЕ живляться споживачі 28,5 В і 380/220 В 60 Гц, від ЩР - тільки споживачі 380/220 В 60 Гц. У ЩР і ШУПЕ встановлені автоматичні вимикачі, що мають "суху пару" контактів для контролю положення вимикача. Для контролю напруги 28,5 В безпосередньо на роз'ємах споживачів у всіх живлячих кабелях 28,5 В є вита пара, по якій напруга з роз'єму споживача поступає назад в ШУПЕ для контролю.

Структура системи контролю якості електроенергії і управління.

СКЯЕУ побудована як двухрівнева системя: "верхній рівень" - АРМ оператора СКЯЕУ і "нижній рівень" - апаратура збору, обробки, проміжного зберігання і передачі інформації. До складу СКЯЕУ входять:

- комп'ютер АРМ оператора СКЯЕУ (зокрема "переносний пульт управління")
- комп'ютери підсистеми збору, передачі і обробки даних (ПСПОД) з платами дискретних входів-виходів
- комп'ютери ШСКЯЕУ з платами АЦП і платами дискретних входів-виходів (окрім Ш СКЯЕУ в щитовій)
- блоки сполучення БС-28 і БС-220;

- блоки живлення;
- комунікаційне устаткування.

Програмне забезпечення (ПЗ) АРМ оператора СКЯЕУ СЕП ТО ТК РН і ПЗ АРМ оператора СКЯЕУ СЕП ТО ТК КА і ГБ повинні бути встановлені на одному комп'ютері і по техпроцессу не працюватимуть одночасно. У зв'язку з цим на планах розміщення устаткування це робоче місце називається "АРМ оператора СКЯЕУ СЕП ТО ТК РН і ТК КА і ГБ". Окрім основного АРМ, ПЗ АРМ оператора СКЯЕУ СЕП ТО СК повинне бути встановлене і на "переносному пульті управління" оператора СКЯЕУ СЕП ТО СК (комп'ютер-ноутбук), який підключатиметься до локальної мережі СКЯЕУ СЕП ТО СК в споруді 1 СК.

Структура "нижнього рівня" однакова для всіх 6 споруд СК. Джерелами інформації для СКЯЕУ є:

- "сухі пари" контактів вимикачів в ЩР, ШУПЕ, ЩР ТО, ЩГП ТО
- "сухі пари" контактів видачі сигналу "Загальна несправність" ДБЖ
- "сухі пари" контактів перемикачів "Дистанційне керування" в деяких ЩР і ШУПЕ
- аналогові сигнали з блоків сполучення БС-220 і БС-28. "Сухі пари" контактів вимикачів в ЩР, ШУПЕ, ЩР ТО, ЩГП ТО призначені для сигналізації положення вимикачів. "Сухі пари" контактів видачі сигналу "Загальна несправність" призначені для сигналізації про несправність ДБЖ. "Сухі пари" контактів перемикачів "Дистанційне керування" призначені для сигналізації про переключення вимикачів деяких ЩР і ШУПЕ на дистанційне керування від ТО. Комп'ютер АРМ оператора СКЯЕУ СЕП ТО СК встановлений в окремому конструктиві (шафі) в пункті управління польотами (ПУП). Комп'ютер АРМ оператора СКЯЕУ СЕП ТО ТК РН і ТК КА і ГБ встановлений в окремому конструктиві (шафі), територіально розташованому в монтажно-випробувальному корпусі (МВК) ракети-носія.

Комп'ютери ПСПОД встановлені в окремих конструктивах (шафах) в щитових споруд.

Комп'ютери ШСКЯЕУ встановлені в окремих конструктивах (шафах) в безпосередній близькості до кожного ЩР і ШУПЕ у відповідних приміщеннях. Шість комп'ютерів

ШСКЯЕУ встановлено в шафах ПСПОД в щитових. Всі комп'ютери однієї СКЯЕУ об'єднані локальною дротяною мережею Ethernet, для чого в кожній шафі встановлений концентратор Ethernet. Комп'ютери ПСПОД споруд 1, 6 і 7 СК сполучені між собою оптоволоконною мережею Ethernet. Оптоволокно підключене до концентратора Ethernet через перетворювач інтерфейсу ADAM 6541, встановлений в шафі ПСПОД. Комп'ютери ПСПОД споруд 1 і ПУП в СК сполучені локальною дротяною мережею Ethernet з оптоволоконной вставкою, що не входить до складу СКЯЕУ.

Кількість комп'ютерів в кожній з СКЯЕУ показана в таблиці 1.

Таблиця 1

	СКЯЕУ СЕП ТО СК	СКЯЕУ СЕП ТО ТК РН	СКЯЕУ СЕП ТО ТК КА и ГБ
Комп"ютер АРМ	1	1 (общий)	
Комп"ютер ПСПОД	8	2	2
Комп"ютер ШСКЯЕУ	7	4	-
Переносний пульт	1	-	-

Структура системи показана на рис. 1

Функції складових частин СКЯЕУ.

1. Комп'ютер ШСКЯЕУ

Комп'ютер ШСКЯЕУ, встановлений біля ЩР і ШУПЕ в приміщеннях комплексів, працює під управлінням операційної системи реального часу QNX і виконує:

- контроль положення вимикачів і положення перемикачів "Дистанційне управління" в ЩР і ШУПЕ, для чого використовуються "сухі пари" контрольних контактів цих пристроїв;

- безперервний запис в буфер (ОЗУ) осцилограм напруги (перемінної 220 В 60 Гц і постійної 28,5 В), отриманої з блоків БС-220 і БС-28, за останні 10 хв. з прив'язкою до єдиного часу;
- запис на жорсткий диск буферизованих осцилограм по команді з АРМ оператора ШСКЯЕУ;

Рис. 1. Структура СКЯЕУ

- передачу в АРМ оператора ШСКЯЕУ файлів записаних осцилограм за запитом з АРМ оператора ШСКЯЕУ;
- розрахунок (в процесі запису осцилограм) контрольованих значень напруги, що діють (змінного 220 В 60 Гц і постійного 28,5 В);
- передачу в комп'ютер ПСПОД блоку даних, що містять поточне положення "сухих пар" контактів і значень контрольованої напруги, що діють, за запитом з комп'ютера ПСПОД;
- прийом від комп'ютера АРМ оператора СКЯЕУ команд синхронізації єдиного часу;

2. Комп'ютер ПСПОД

Комп'ютер ПСПОД, встановлений в шафі ПСПОД в щитовій, виконує:
- контроль положення вимикачів в ЩР ТО і ЩГП ТО, для чого використовуються "сухі пари" контрольних контактів цих вимикачів;
- контроль справності ДПЖ1 і ДПЖ2, для чого використовуються "сухі пари" контрольних контактів цих пристроїв;
- прийом від АРМ оператора СКЯЕУ і видачу через плату дискретного вводу-виведення команд на включення і відключення вимикачів в ЩР ТО і ЩГП ТО, а також команд на відключення ДПЖ1 і ДПЖ2;
- безперервний опит комп'ютерів ШСКЯЕУ даної споруди для одержання блоків даних, що містять поточне положення "сухих пар" контактів і значень контрольованої напруги, що діють;
- формування масиву даних, що містять поточне положення "сухих пар" контактів, діючих значень напруги 220 В і 28,5 В по всій споруді, а також частоти мережі і

коефіцієнта несинусоїдальності напруги 220 В в ЩР ТО і ЩГЖ ТО і передачу масиву в АРМ оператора СКЯЕУза запитом з АРМ оператора СКЯЕУ;

- прийом від комп'ютера АРМ оператора СКЯЕУ команд синхронізації єдиного часу;

3. Комп'ютер АРМ

Комп'ютер АРМ оператора СКЯЕУ виконує:

- безперервний опит комп'ютерів ПСПОД даного комплексу для одержання масивів даних, що містять поточне положення "сухих пар" контактів, діючих значень напруги 220 В і 28,5 В по всіх спорудах, а також частоти мережі і коефіцієнта несинусоїдальності напруги 220 В в ЩР ТО і ЩГЖ ТО споруд;
- ведення архіву даних про положення "сухих пар" контактів, діючих значень 220 В і 28,5 В по всіх спорудах, а також частоти мережі і коефіцієнта несинусоїдальності напруги 220 В в ЩР ТО і ЩГЖ ТО споруд з прив'язкою до єдиного часу;
- відображення на екрані схеми СЕП ТО з вказівкою положення всіх контрольованих вимикачів і контрольованих величин напруги, частоти, несинусоїдальності напруги;
- світлову, звукову і текстову сигналізацію несанкціонованого відключення (включення) вимикачів і перемикачів "Дистанційне керування";
- контроль каналів зв'язку і справності елементів СКЯЕУ, світлову, звуковую і текстову сигналізацію несправності каналів зв'язку, елементів СКЯЕУ і ДПЖ;
- контроль значень, що діють, 220 В і 28,5 В, частоти мережі і коефіцієнта несинусоїдальності, світлову, звукову і текстову сигналізацію виходу цих параметрів за діапазони допустимих значень;
- побудова графіків контрольованих величин напруги, частоти, несинусоїдальності напруги;
- зчитування з комп'ютерів ШСКЯЕУ файлів записаних осцилограм і перегляд їх на екрані з можливістю зміни масштабу і проглядання декількох осцилограм одночасно з поєднанням за часом.
- видачу в ручному режимі в ПСПОД команд на включення і відключення секційного і ввідних вимикачів в ЩР ТО і ЩГП ТО, а також команд на відключення ДПЖ1 і ДПЖ2;
- прийом від АСУ ПП по мережі Ethernet команд синхронізації єдиного часу і передача команд синхронізації єдиного часу у всі комп'ютери СКЯЕУ;
- видачу в АСУ ПП інформації про вихід діючих значень 220 В і 28,5 В, частоти мережі і коефіцієнта несинусоїдальності за діапазони допустимих значень, а також про несправність каналів зв'язку, елементів СКЯЕУ і ДПЖ.

4. Переносний пульт управління АРМ оператора СКЯЕУ СЕП ТО СК

Переносний пульт управління АРМ оператора СКЯЕУ СЕП ТО СК виконує всі функції АРМ оператора СКЯЕУ СЕП ТО СК за відсутності зв'язку з ПУП, для чого може бути підключений до мережі Ethernet СКЯЕУ СЕП ТО СК через концентратор в будь-якій шафі СКЯЕУ споруди 1 СК.

5. Блок БС-220

Блок БС-220 призначений для сполучення контрольованої змінної напруги 220 В 60 Гц з входом плати АЦП комп'ютерів ШСКЯЕУ і виконує гальванічну розв'язку і нормалізацію цієї напруги. Вхідні сигнали - змінна напруга 220 В 60 Гц (номінальне) вихідні сигнали - змінна напруга 60 Гц з амплітудою не більше 10 В пропорційній амплітуді вхідних сигналів.

6. Блок БС-28

Блок БС-28 призначений для сполучення контрольованої постійної напруги 28,5 В з входом плати АЦП комп'ютерів ШСКЯЕУ і виконує гальванічну розв'язку і нормалізацію цієї напруги. Вхідні сигнали - постійна напруга 28,5 В (номінальне), вихідні сигнали - "струмова петля" з підпорою 4 ма і значущою частиною пропорційній величині вхідної напруги. Навантаження для "струмової петлі" встановлене в ШСКЯЕУ.

Контрольовані параметри.

Комп'ютер ШСКЯЕУ, встановлений в шафі ПСПОД, забезпечує:

- дискретність прочитування миттєвих значень напруги (вибірок) 0,25 мс.;
- кількість каналів напруги - 9:
Ua, Ub, Uc 1 сш ЩР ТО, Ua, Ub, Uc 2 сш ЩР ТО, Ua, Ub, Uc ЩГП ТО;
- частота мережі окремо для кожної секції шин (3 секції) з похибкою не більше 0,02 Гц;
- коефіцієнта несинусоїдальності для кожного з 9 контрольованої напруги з абсолютною погрішністю не більше 1% (враховуються гармоніки до 10-ої включно);
- розраховуються діючі значення для кожної з 9 контрольованих напруг з похибкою не більше 1% при номінальному значенні напруги;
- період оновлення (перерахунку) значень частоти, коефіцієнта несинусоїдальності і діючих значень напруги - не рідше за 2 рази в секунду;

Комп'ютер ШСКЯЕУ, встановлений біля ЩР и ШУ, забезпечує

- зчитування миттєвих значень змінної напруги частоти 60 Гц з амплітудою вхідного сигналу не більше 10 В. Вхідний сигнал пропорційний напрузі 220 В на шинах ЩР і ШУПЕ;
- зчитування миттєвих значень постійної напруги 28,5 В з величиною вхідного сигналу не більше 10 В. Поскільки сигнал передається "струмовою петлею", з считанних значень необхідно віднімати постійну величину, відповідну "підпорі" 4 ма. Дискретність прочитування миттєвих значень напруги (вибірок) - 1 мс. Кількість каналів змінної напруги - 3 (Ua, Ub, Uc). Кількість каналів постійної напруги - від 0 до 8 для різних приміщень
- миттєві значення напруги (вибірки) записуються в буфер, використовуваний для зберігання осцилограм напруги. Глибина буфера складає 10 хв. Запис вибірок в буфер ведеться з прив'язкою до єдиного часу. Виходячи з інформації буфера, розраховуються діючі значення кожної з контрольованих напруг з похибкою не більше 1% при номінальному значенні напруги. Період оновлення (перерахунку) значень напруги - не рідше за 2 рази в секунду. По команді з АРМ оператора СКЯЕУ інформація з буфера зберігається на жорсткому диску у вигляді файлів - один для шин (з Ua, Ub, Uc) і поодинці для кожної напруги 28,5 В, що містить осцилограми, за останні 10 хв. з прив'язкою до єдиного часу.

Таким чином вибрані параметри оптимально реалізують показники якості електроенергії.

Висновки

Обрано та обґрунтовано структуру системи контролю якості електроенергії і управління технологічного обладнання наземного комплексу космодрому Алькантара. Розроблений програмно-апаратний комплекс забезпечує високоточний моніторинг показників якості електроенергії, необхідну архівацію параметрів нештатних ситуацій та оперативне керування технологічним обладнанням. Одержані результати в системі СКЯЕУ дозволяють проводити ефективний аналіз аварійних ситуацій та приймати оптимальні техніко-організаційні міри для підвищення надійності енергопостачання технологічного обладнання наземного комплексу Алькантара, Бразилія.

Список літератури

1. *И.И. Карташев, В.Н. Тульс*.Управление качеством электрической энергии.-2006 г.,-320с.

2. *Джон Парк, Стив Маккей*. Сбор данных в системах контроля и управления. Группа ИДТ, 2006 г., -504 стр

3. *Александр Куско, Марк Томпсон*. Качество энергии в электрических сетях. Додэка XXI,2008,-338 стр.

УДК 629.735.054.07.058.43 (045)

Я.В. Кондрашов, к.т.н. (предприятие «Авиа-радиосервис», Украина),
Т.С. Фиалкина, магистрант (Национальный авиационный университет, Украина)

ПРИМЕНЕНИЕ ЭЛЕМЕНТОВ МОБИЛЬНОЙ МНОГОПОЗИЦИОННОЙ РАДИОДАЛЬНОМЕРНОЙ СИСТЕМЫ ПОСАДКИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ В РАСШИРЕННЫХ ОБЪЕМАХ АЭРОНАВИГАЦИОННОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ

Выполнен анализ параметров мобильной (переносной) многопозиционной радиодальномерной навигационно-посадочной системы (МПСП) наземного базирования и бортовых составляющих ее комплектации. Показано, что характеристики МПСП и ее оборудования позволяют использовать систему в расширенных объемах аэронавигационного обслуживания согласно рекомендаций Международного комитета гражданской авиации ICAO.

Введение

В настоящее время над территорией СНГ функционирует разветвленная сеть местных воздушных линий МВЛ, посадочных площадок и пунктов базирования авиации общего назначения АОН, которые не классифицируются как магистральные, в результате чего полет в указанных условиях выполняется визуально и, следовательно, не эффективно.

Вместе с тем, оснащение необорудованных трасс, аэродромов и посадочных площадок системами ближней навигации и/или посадки типа СП (системы посадки), VOR (Very High Frequency V.H.F. Omnidirection Range), ILS (Instrumental Landing System), MLS (Microwave Landing System) нецелесообразно. Эти стационарные системы включают в себя сложное дорогостоящее наземное оборудование, требуют значительных затрат на облет и на обслуживание. Кроме того, системы СП и ILS предъявляют жесткие требования к местности, на которой они размещаются.

Поэтому актуальной проблемой становится необходимость создания системы, предназначенной для решения задач:

- обеспечения полетов самолетов МВЛ и АОН;
- обеспечения полетов вертолетов к морским платформам, к временным посадочным площадкам;
- автоматического привода парапланов или беспилотных вертолетов в зону десантирования (зависания);
- ручного управления траекторией движения специальных летательных аппаратов СЛА;
- обеспечения эксплуатации самолетов применения авиации в народном хозяйстве ПАНХ (например, для обработки сельхозугодий).

Наземное оборудование (НО) такой системы должно быть относительно недорого и работоспособно в условиях значительных переотражений высокочастотных ВЧ сигналов. Для решения этой проблемы представляется перспективным создание системы траекторного управления летательными аппаратами [1] ЛА, основанной на использовании принципов дальнометрии DME (Distance Measuring Equipment) и многопозиционности НО. Такой подход, в той или иной мере, позволяет применять пространственно-временные методы обработки информации, заложенной в волноводных полях и радиосигналах, принимаемых из пространственно разнесенных точек, и реализовать такие характеристики системы, которые не под силу однопозиционным средствам, слабо использующим пространственную когерентность радиосигналов.

В настоящее время система DME продолжает оставаться надежным средством ближней навигации и ее предполагается эксплуатировать долгое время и после 2015, года. Это обстоятельство в значительной степени связано с внедрением прецизионной аппаратуры DME/P, разработанной в качестве составной части микроволновой системы посадки MLS. В последнее время наблюдается значительный "всплеск" патентно-информационной деятельности зарубежных фирм в области развития системы DME, полном использовании всех ее резервов. При этом широкое распространение начинают получать системы

определения местоположения ЛА на основе DME - так называемые системы DPS: DME - based positioning system. В DPS, использующих сканирующий дальномер DME в режиме навигации, производящий последовательное измерение дальности до нескольких приемоответчиков. Значения измеренных дальностей подаются в бортовой вычислитель, который по известным координатам приемоответчиков и дальностям до них вычисляет координаты ЛА. Имеются также анализы возможностей DPS со сканирующим дальномером DME для обеспечения захода на посадку.

Замена части приемоответчиков более простым наземным оборудованием - ретрансляторами сигналов DME удешевляет мобильную многопозиционную радиодальномерную систему посадки МПСП ЛА и сокращает количество частотных каналов, требуемых для ее работы [1].

Новые возможности дальномерного оборудования совместно с современными вычислительными устройствами определили перспективы создания дешевых и мобильных систем привода и посадки ЛА, в частности системы дальномерной управления траекторией ЛА (СДУТ) в МПСП [1].

Принципы работы СДУТ в МПСП

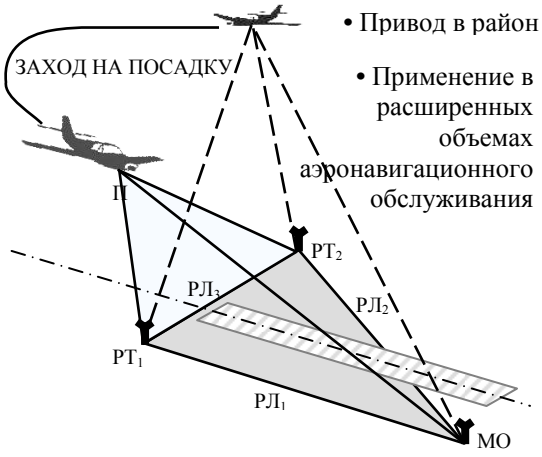


Рис. 1. Принцип действия МПСП

СДУТ обеспечивает формирование сигналов отклонения ЛА от выбранной траектории движения и сигналов координатной информации для ручного управления или команд для автоматического управления траекторией ЛА, (см. рис.1).

СДУТ состоит из бортового оборудования (БО) и наземного оборудования (НО). Компонентами НО являются маяк-приемоответчик МО и ретранслятор (-ы) $РТ_{1,2}$, расположенные вблизи взлетно-посадочной полосы ВПП. Минимальное число компонентов - один. БО излучает запросный сигнал. МО принимает этот сигнал и излучает два ответных сигнала. Второй ответный сигнал МО дополнительно по радиолиниям $РЛ_{1,2,3}$ переизлучается на $РТ_{1,2}$. По времени между излучением запросного сигнала и моментами приема ответных сигналов НО (МО, $РТ_{1,2}$) определяются расстояния $Д_{1,2,3}$ от ЛА до компонентов НО, расстояния между компонентами, а также рассчитывается отклонение ЛА от заданной траектории движения или координаты воздушного судна.

БО СДУТ совместимо со стандартизированной международным комитетом гражданской авиации ICAO системой DME и обеспечивает измерение расстояния от ЛА до приемоответчиков DME и TACAN, включая режим сканирования по нескольким приемоответчикам. Соответствует требованиям Норм летной годности НЛГС-3.

При автоматическом управлении траектория движения (привода) ЛА может задаваться с пульта БО, а также органами управления приемоответчика или ретранслятора. СДУТ позволяет реализовывать различные траектории привода в зависимости от числа компонентов НО. При однокомпонентном НО может быть реализована, например, траектория движения (в одной или в двух плоскостях) "на маяк" для автоматического привода парапланов или беспилотных вертолетов в зону десантирования (зависания), совпадающую с зоной размещения НО.

Анализ возможных комплектаций бортового оборудования МПСП

В состав комплексов бортового авиационного оборудования, в том числе для легких самолетов МВЛ и АОН, входит дальномер DME, являющийся компонентом бортового оборудования стандартной международной системы ближней навигации VOR/DME/TACAN. Аппаратура DME обеспечивает информацию о дальности самолета относительно выбранного дальномерного компонента наземного оборудования системы – DME или

TACAN. Определенная модификация дальномера DME позволяет использовать его также для работы с наземным оборудованием отечественной мобильной (переносной) многопозиционной радиодальномерной запросно-ответной системы посадки летательных аппаратов МПСП [1].

Дальномеры DME для легких самолетов, в отличие от дальномеров, размещаемых на магистральных воздушных судах гражданской авиации, выполняются в различном конструктивном исполнении, диктуемом не жесткими унифицирующими требованиями международных рекомендаций ARINC, а определяемом условиями их размещения на конкретном ЛА, требованиями к эргономике. Технические характеристики таких дальномеров (мощность, чувствительность, погрешность) менее строгие чем у «аринговских» (рекомендованных ICAO в документах ARINC) дальномеров, за счет чего удается обеспечивать значительно меньшие массу и электропотребление. За рубежом в настоящее время существует широкий спектр различных моделей дальномеров DME для легкомоторной авиации.

Отечественные бортовые дальномеры систем DME

Серийно выпускаемым бортовым радиодальномером отечественного производства является оборудование DME/P [2]. В процессе разработки и испытаний находится малогабаритный сканирующий дальномер DME/PH (предприятие «Авиа-радиосервис», г. Киев).

Дальномер DME/PH, как и любой дальномер стандартной системы DME, предназначен для решения задач навигации в системе VOR/DME/TACAN. Обеспечивает измерение наклонной дальности от самолета до приемоответчиков наземного оборудования системы.

Однако, кроме таких стандартных задач, он предназначается для определения местоположения воздушного судна (ВС) для целей привода и/или посадки самолетов и вертолетов в системе МПСП. DME/PH обеспечивает измерение наклонной дальности от ВС до приемоответчика и ретрансляторов наземного оборудования (НО) системы МПСП, прием данных от радио- или баровысотомера, обработку полученной информации с учетом данных о конфигурации выбранного НО для местных воздушных линий МВЛ и выдачу данных, необходимых экипажу для навигации и/или посадки.

Параметры радиолинии «борт-земля-борт» в МПСП

Линия связи «борт-земля-борт» МПСП рассчитывается, исходя из следующих посылок:

а) высота H эксплуатационной зоны действия 6000 м;

б) дальность действия $D = 3{,}09\sqrt{H}$;

в) плотность импульсной мощности P_o ответных сигналов минус 89 дБВт/кв. м;

г) плотность импульсной мощности $P_з$ запросных сигналов минус 103 дБВт/кв. м;

д) эффективная излучаемая мощность ERP запросных сигналов + 15 дБВт;

е) потери $\Delta P_к$ в ВЧ кабеле антенно-фидерного устройства АФУ 2 дБ.

Посылки (а), (в), (д), (е) оговорены эксплуатационными требованиями к МПСП и параметрами существующей радиоэлементной базы приемоответчиков (дальномер DME/PH), посылка (б) оговорена в НЛГС-3, посылка (г) - в 10 Приложении Международного комитета гражданской авиации ICAO.

Максимальная дальность действия $D = 3{,}09\sqrt{6000} = 239$ км

(Точка H = 6000 м, D = 239 км по энергетике находится вблизи от наихудшей точки зоны приемоответчика DME класса "H", соответствующей 18000 фт, 130 n. m. Во всех остальных точках зоны энергетика линий связи лучше).

Плотность мощности $P_з$ запросного сигнала на удалении R(м) от самолета (дБВт/кв.м):

$$P_з = ERP - 10\lg(4R)$$

Подставляя сюда величины (г) и (д), имеем: R = 224 км.

Полученное значение R несколько меньше требуемой дальности D. Для обеспечения требования НЛГС-3 необходимо увеличить ERP запросного сигнала с +15 дБВт до +15,65 дБВт.

ERP запросного сигнала определяется из выражения:

$$ERP = P_{прд} – ΔPк + K_{прд},$$

где $K_{прд}$ - коэффициент передачи антенны в передающем диапазоне 1025...1150 МГц.

В качестве антенны DME/PH предлагается антенна АМ-001. Наихудший $K_{прд}$ этой антенны при полете "НА" (1150 МГц) равен минус 0,5 дБ.

Таким образом, минимальная мощность передатчика DME/PH должна быть

$$P_{прд} = 15,65 + 2 + 0,5 = 18,15 \text{ дБВт (65 Вт)}$$

Анализ радиоэлементной базы показывает возможность реализации передатчика на 60Вт с удовлетворительными для эксплуатации габаритно-весовыми характеристиками. Таким образом, приведенные расчеты позволяют рассматривать проблему обеспечения линии связи «борт-земля-борт» для DME/PH в натурных условиях достаточно оптимистично.

Мощность ответного сигнала на входе дальномера может быть определена из выражения:

$$P_{прм} = P_{о} – 22 – ΔP_{к} + K_{прм},$$

где 22 дБ - коэффициент перевода плотности мощности выраженную в дБВт/кв.м в мощность в дБВт для изотропной антенны в частотном диапазоне DME,

$K_{прм}$ - коэффициент передачи антенны в приемном диапазоне.

Наихудший $K_{прм}$ антенны АМ-001 при полете "НА" (1215 МГц) равен минус 2,8 дБ.

Таким образом, минимальная мощность ответного сигнала на входе DME/PH:

$$P_{прм} = – 89 – 22 – 2 – 2,8 = – 115,8 \text{ дБВт}$$

Реализации приемника, имеющего коэффициент шума 7 дБ и полосу пропускания 0,5 МГц возможна. В таком приемнике при входном сигнале – 115,8 дБВт соотношение сигнал/шум (S/N) на выходе приемника равно 24 дБ.

Значение 24 дБ достаточно велико, что позволяет обеспечить заданный уровень шумовой составляющей погрешности измерения (порядка 25 м, при переднем фронте ответных колоколообразных импульсов 2,5 мкс).

Работа МПСП в расширенных объемах аэронавигационного обслуживания

В п.3.5.3.1.2 (ICA0, Приложение 10, изд.4, поправка 67) изъята рекомендация «... во всех направлениях до абсолютной высоты 75000 фт». Вместо этого введено соответствие зоны действия DME/N, при взаимодействии с VOR, зоне действия V0R, насколько это возможно. Новая формулировка зоны действия обусловлена ростом системы DME. Увеличение числа рабочих каналов DME привело к более строгим требованиям на их географическое разделение, а также к четкому заданию зон действия приемоответчиков. Объемы обслуживания DME (VORTAC), введены в минимальные стандарты (DO-189 RTCA. Minimum Operational Performance Standards for Airborne DME, сент. 1985). Введение 4-х объемов обслуживания (H, L, T, DME/P) оказалось необходимым для более четкого понимания возможностей системы DME, а также позволило произвести учет низколетящих самолетов.

В соответствии с DO-189 дальномеры DME, устанавливаемые на самолеты, сертифицируемые для работы на высотах до 6000 м, должны обеспечивать измерение дальности не менее чем до 74 км (выше 6000 м - 241 км). Проведенный выше расчет линии связи для 241 км, показывает возможность работы самолетов МВЛ в расширенных объемах аэронавигационного обслуживания на высотах, где потери распространения не превышают потерь в наихудшей точке пространства стандартного объема.

Литература

1. *Кондрашов Я. В., Фиалкина Т. С.* «Многопозиционная радиодальномерная система для автоматической посадки летательных аппаратов», Збірник наукових праць «Наука і молодь», Національний авіаційний університет, випуск №7, Київ, 2007 р., с. 106-109.

2. Руководство по технической эксплуатации бортового радиодальномера DME/P (1.247.250 РЭ). Казенное предприятие «Радиоизмеритель», г. Киев.

УДК 53.088:62 – 754.2 (045)

V. Apostolyuk, Ph.D. in Engineering
(National Aviation University, Ukraine)

CORIOLIS VIBRATORY GYROSCOPES IN CONTROL SYSTEMS

This paper describes new method of Coriolis vibratory gyroscope dynamics analysis by means of complex amplitude-phase variables, introduces corresponding system transfer functions, and studies applicability of simplified transfer functions for the broader range of compatible devices.

In the most generalized form, motion equations of the sensitive element of Coriolis vibratory gyroscopes (CVG) could be represented in the following form [1]:

$$\begin{cases} \ddot{x}_1 + 2\zeta_1 k_1 \dot{x}_1 + (k_1^2 - d_1\Omega^2)x_1 + g_1\Omega\dot{x}_2 + d_3\dot{\Omega}x_2 = q_1(t), \\ \ddot{x}_2 + 2\zeta_2 k_2 \dot{x}_2 + (k_2^2 - d_2\Omega^2)x_2 - g_2\Omega\dot{x}_1 - \dot{\Omega}x_1 = q_2(t). \end{cases} \quad (1)$$

Here x_1 and x_2 are the generalized coordinates that describe primary (excited) and secondary (sensed) motions of the sensitive element respectively, k_1 and k_2 are the corresponding natural frequencies, ζ_1 and ζ_2 are the dimensionless relative damping coefficients, Ω is the measured angular rate, which is orthogonal to the axes of primary and secondary motions, q_1 and q_2 are the generalized accelerations due to the external forces acting on the sensitive element. The remaining dimensionless coefficients are different for the sensitive elements exploiting either translational or rotational motion. For the translational sensitive element they are $d_1 = d_2 = 1$, $d_3 = m_2/(m_1 + m_2)$, $g_1 = 2m_2/(m_1 + m_2)$, $g_2 = 2$, where were m_1 and m_2 are the masses of the outer frame and the internal massive element. In case of the rotational motion of the sensitive element, these coefficients are the functions of different moments of inertia (for greater details see [1]).

In order to make the equations (1) suitable for the demodulated signals analysis we must make the following assumptions: angular rate is small comparing to the primary and secondary natural frequencies so that

$$k_1^2 >> d_1\Omega^2,\ k_2^2 >> d_2\Omega^2, \quad (2)$$

and rotational and Coriolis accelerations acting along primary oscillation axis are negligible in comparison to the accelerations from driving forces

$$g_1\Omega\dot{x}_2 + d_3\dot{\Omega}x_2 << q_1(t). \quad (3)$$

Taking into considerations assumptions (2) and (3), motions equations (1) could be simplified to the following form:

$$\begin{cases} \ddot{x}_1 + 2\zeta_1 k_1 \dot{x}_1 + k_1^2 x_1 = q_1(t), \\ \ddot{x}_2 + 2\zeta_2 k_2 \dot{x}_2 + k_2^2 x_2 = g_2\Omega\dot{x}_1 + \dot{\Omega}x_1. \end{cases} \quad (4)$$

Here we also assumed that no external driving forces are affecting the secondary oscillations, which means that $q_2(t) = 0$. System of equations (4) is now perfectly suitable for further transformations towards the desired representation in terms of the unknown angular rate.

As has been shown in [5], by means of a proper chosen phase shift of the excitation voltage applied to the sensitive element, the excitation force could be shaped to the perfect harmonic form. Using exponential representation of complex numbers, such a driving force $q_1(t)$ could be represented as

$$q_1(t) = q_{10}\sin(\omega t) = \mathrm{Im}\{q_{10}e^{j\omega t}\}. \quad (5)$$

Here ω is the excitation frequency given in radians per second, q_{10} is the constant excitation acceleration amplitude. Non-homogeneous solutions of the motion equations (1) or (4) for primary and secondary oscillations are searched in a similar form

$$\begin{aligned} x_1(t) &= \mathrm{Im}\{A_1(t)e^{j\omega t}\}, \quad A_1(t) = A_{10}(t)e^{j\varphi_{10}(t)}, \\ x_2(t) &= \mathrm{Im}\{A_2(t)e^{j\omega t}\}, \quad A_2(t) = A_{20}(t)e^{j\varphi_{20}(t)}, \end{aligned} \tag{6}$$

where A_{10} and A_{20} are the primary and secondary oscillation amplitudes, φ_{10} and φ_{20} are the corresponding phase shifts relatively to the excitation force. Although these quantities are real (non-imaginary), they are combined in complex amplitude-phase variables A_1 and A_2.

Substituting expressions (5) and (6) into equations (4) results in the following motions equations in terms of the complex amplitude-phase variables rather than real generalized coordinates:

$$\begin{cases} \ddot{A}_1 + 2(\zeta_1 k_1 + j\omega)\dot{A}_1 + (k_1^2 - \omega^2 + 2j\omega k_1\zeta_1)A_1 = q_{10}, \\ \ddot{A}_2 + 2(\zeta_2 k_2 + j\omega)\dot{A}_2 + (k_2^2 - \omega^2 + 2j\omega k_2\zeta_2)A_2 = (j\omega g_2\Omega + \dot{\Omega})A_1 + g_2\dot{A}_1\Omega. \end{cases} \tag{7}$$

Equations (7) describe variations of the amplitude and phase of the primary and secondary equations in time with respect to the unknown non-constant angular rate $\Omega(t)$. This allows conducting analysis of the Coriolis vibratory gyroscope dynamics without constraining the angular rate to be constant or slowly varying.

Analysing system (7), one can see that the first equation can be solved separately from the second one. After homogeneous solutions of the first equation faded out, only non-homogenous solution remains. In this case, amplitude of the primary oscillations is

$$A_1 = \frac{q_{10}}{k_1^2 - \omega^2 + 2jk_1\zeta_1\omega}, \tag{8}$$

and it is constant in time, yielding $\ddot{A}_1 = \dot{A}_1 = 0$. Indeed, most of the time measurements of the angular rate are performed when primary oscillations have already settled. As a result, only equation for the secondary oscillations remains, in which the complex primary amplitude A_1 is just a constant parameter given by (8):

$$\ddot{A}_2 + 2(\zeta_2 k_2 + j\omega)\dot{A}_2 + (k_2^2 - \omega^2 + 2j\omega k_2\zeta_2)A_2 = (j\omega g_2\Omega + \dot{\Omega})A_1. \tag{9}$$

Equation (7) now describes amplitude-phase of the secondary oscillations with respect to the settled primary oscillations.

Having CVG sensitive element motion equation in the form (9), allows analysis of its transient processes in amplitudes and phases with respect to arbitrary angular rates applied to the system. Application of the Laplace transformation to the equations (7) with respect to zero initial conditions for all time-dependent variables results in the following expressions:

$$[(s + j\omega)^2 + 2\zeta_2 k_2(s + j\omega) + k_2^2]A_2(s) = A_1[s + jg_2\omega]\Omega(s). \tag{10}$$

Solution of the algebraic equation (10) for the secondary amplitude-phase Laplace transform is

$$A_2(s) = \frac{A_1(s + jg_2\omega)}{(s + j\omega)^2 + 2\zeta_2 k_2(s + j\omega) + k_2^2}\Omega(s). \tag{11}$$

Considering the angular rate as an input, the system transfer function for the secondary amplitude-phase is

$$\begin{aligned} W_2(s) = \frac{A_2(s)}{\Omega(s)} &= \frac{A_1(s + jg_2\omega)}{(s + j\omega)^2 + 2\zeta_2 k_2(s + j\omega) + k_2^2} = \\ &= \frac{q_{10}(s + jg_2\omega)}{[(s + j\omega)^2 + 2\zeta_2 k_2(s + j\omega) + k_2^2][k_1^2 - \omega^2 + 2j\omega k_1\zeta_1]}. \end{aligned} \tag{12}$$

One should note that transfer function (12) has complex coefficients, which results in the complex system outputs as well. Although it is somewhat unusual, it still enables us to analyse CVG dynamics and transient processes due to the angular rate in an open-loop dynamic system.

One can see that actual amplitude of the secondary oscillations is mainly defined by the low frequency oscillations, while effect from the high frequency components can be neglected, since it will be removed during demodulation process. In other words, predominant behaviour is a slow variation of the amplitude and phase. Neglecting the second order derivative in the equation (9) yields

$$2(\zeta_2 k_2 + j\omega)\dot{A}_2 + (k_2^2 - \omega^2 + 2j\omega k_2\zeta_2)A_2 = (j\omega g_2\Omega + \dot{\Omega})A_1, \tag{13}$$

and the corresponding angular rate transfer function becomes

$$W_2(s) = \frac{q_{10}(s + jg_2\omega)}{[2\zeta_2 k_2 s + k_2^2 - \omega^2 + j2\omega(\zeta_2 k_2 + s)][k_1^2 - \omega^2 + 2j\omega k_1\zeta_1]}. \tag{14}$$

While simulating dynamics of CVG based on the complex amplitude-phase transfer functions (12) or (14) one could have problems dealing with complex coefficients of these transfer functions. One way to avoid this problem is to consider real and imaginary parts of complex amplitude as separate signals, which are then combined together to produce real amplitude and phase. In order to obtain transfer functions for such signals let us represent primary and secondary amplitudes as:

$$A_1 = A_{1R} + jA_{1I}, \; A_2 = A_{2R} + jA_{2I}. \tag{15}$$

Primary oscillations components can be easily found by means of substituting expressions (15) into (8) thus yielding

$$A_{1R} = \frac{q_{10}(k_1^2 - \omega^2)}{(k_1^2 - \omega^2)^2 + 4k_1^2\zeta_1^2\omega^2}, \;\; A_{1I} = -\frac{2q_{10}j\omega k_1\zeta_1}{(k_1^2 - \omega^2)^2 + 4k_1^2\zeta_1^2\omega^2}. \tag{16}$$

At the same time, substituting expressions (23) into the motion equation (9), and applying Laplace transformation gives

$$\begin{cases}(k_2^2 - \omega^2 + 2k_2\zeta_2 s + s^2)A_{2R} - 2\omega(k_2\zeta_2 + s)A_{2I} = (A_{1R}s - A_{1I}g_2\omega)\Omega, \\ (k_2^2 - \omega^2 + 2k_2\zeta_2 s + s^2)A_{2I} + 2\omega(k_2\zeta_2 + s)A_{2R} = (A_{1I}s + A_{1R}g_2\omega)\Omega. \end{cases} \tag{17}$$

Resolving algebraic system (17) with respect to unknown real and imaginary parts of the secondary complex amplitude yields

$$A_{2R} = \frac{A_{1R}M_{RR}(s) + A_{1I}M_{RI}(s)}{P(s)}\Omega, \;\; A_{2I} = \frac{A_{1R}M_{IR}(s) + A_{1I}M_{II}(s)}{P(s)}\Omega. \tag{18}$$

Here the numerator polynomials from the real and imaginary parts of primary amplitudes are given by the following expressions:

$$\begin{aligned} M_{RR}(s) &= s(k_2^2 + 2k_2\zeta_2 s + s^2) - \omega^2(s - 2g_2(s + k_2\zeta_2)) \\ M_{RI}(s) &= \omega[2s(s + k_2\zeta_2) - g_2(k_2^2 - \omega^2 + 2k_2\zeta_2 s + s^2)], \\ M_{II}(s) &= 2\omega^2 g_2(s + k_2\zeta_2) + s(k_2^2 - \omega^2 + 2k_2\zeta_2 s + s^2)], \\ M_{IR}(s) &= \omega[g_2(k_2^2 - \omega^2 + 2k_2\zeta_2 s + s^2) - 2s(s + k_2\zeta_2)]. \\ P(s) &= 4(s + k_2\zeta_2)^2\omega^2 + (k_2^2 - \omega^2 + 2k_2\zeta_2 s + s^2)^2 \end{aligned} \tag{19}$$

One should note that if primary oscillations are excited at the primary natural frequency ($\omega = k_1$), then

$$A_{1I} = -\frac{q_{10}}{2k_1^2\zeta_1}, \;\; A_{1R} = 0, \tag{20}$$

and two out of the four transfer functions (19) become unnecessary.

Finally, there is quite an important case, when complex transfer functions transform to the simple real one. Assuming equal primary and secondary natural frequencies ($k_1 = k_2 = k$), equal damping ratios ($\zeta_1 = \zeta_2 = \zeta$), resonance excitation, and constant angular rate, one can easily obtain

$$A_{20}(s) = \sqrt{A_{2R}^2 + A_{2I}^2} = \frac{q_{10}g_2}{4k^2\zeta(s + k\zeta)}. \tag{21}$$

Although this case appears to be very specific, it still approximates transient process of a “tuned” CVG with accuracy suitable for most of the applications. Integral error of the transient process rep-

resentation for the “un-tuned” sensitive elements as a function of the natural frequency ratio ($\delta k = k_2 / k_1$) and relative damping ratio ($\delta\zeta = \zeta_2 / \zeta_1$) is shown in the figure 1.

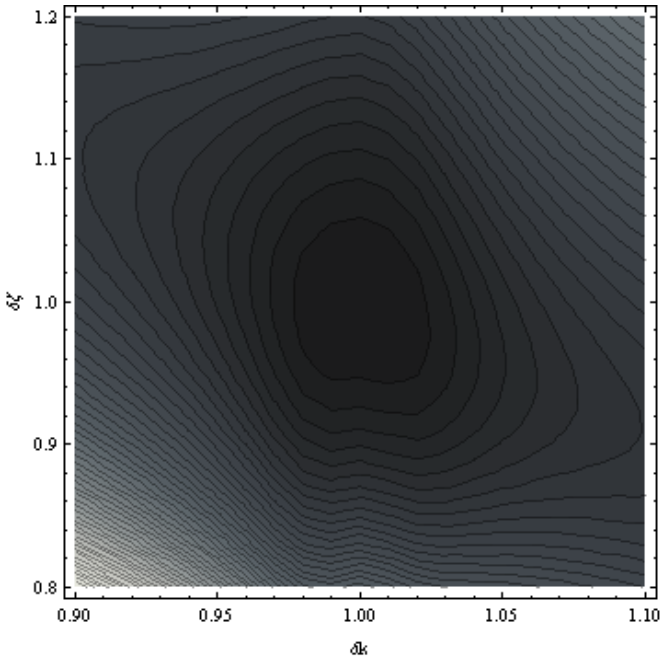


Fig. 1. Integral error of transient process representation

In this figure darker colours correspond to the zero error of the transient process representation. Here the central dark spot corresponds to the perfectly tuned device. One can see, that wide range of sensitive elements with varying ratio of the natural frequencies and ratio of relative damping still could be represented by the transfer function (21) with acceptably low integral error.

Conclusions

Presented above analysis of CVG dynamics using amplitude-phase complex variables resulted in obtaining system transfer functions, where measured angular rate became an input rather than a parameter. This makes possible to analyse amplitude and phase responses of CVG, its transient processes in already demodulated signals, optimise transient process characteristics. Excellent performance of the obtained simplified transfer functions has been demonstrated using numerical analysis of the integral error analysis.

References

[1] Apostolyuk V. A., Logeeswaran V.J., Tay F.E.H. Efficient design of micromechanical gyroscopes // Journal of Micromechanics and Microengineering, Vol. 12, 2002, pp. 948-954.

[2] Apostolyuk V. A. Theory and Design of Micromechanical Vibratory Gyroscopes // MEMS/NEMS Handbook (Ed: Cornelius T. Leondes), Springer, 2006, Vol.1, Chapter 6, pp. 173-195.

[3] Apostolyuk V.A. Dynamic Errors of Coriolis Vibratory Gyroscopes // Mechanics of Gyroscopic Systems, no. 19, 2008, pp. 230-239.

УДК 629.735.051’172(043.2)

О.О . Абрамович, кандидат технічних наук (НАУ, Україна),
С.О. Булавкіна, (НАУ, Україна),
О.І. Надсадна, (НАУ, Україна)

ДОСЛІДЖЕННЯ РОБАСТНОЇ СТІЙКОСТІ АЕРОСТАТИЧНОЇ ПЛАТФОРМИ

В даній статті пропонується метод дослідження робастної стійкості системи управління, що базується на використанні теореми Харитонова та теореми про малий коефіцієнт підсилення. Приведено результати використання даного методу на прикладі дискретної системи управління бічним рухом аеростатичної платформи.

Дослідження робастної стійкості відповідно до теореми Харитонова, на жаль, не отримали свого вичерпного поширення. Багато з цих питань не повністю розкрито в сучасній теорії й залишаються відкритими на сьогоднішній день. Описані в літературі [4] методи дослідження робастної стійкості найчастіше розглядають випадки неперервних систем. Проте в нашому випадку дослідженню підлягає дискретна система управління**.**Останнім часом стратосферичний аеростат все частіше розглядається як багатообіцяюча платформа для майбутнього використання з метою телезв’язку і спостереження навколишнього середовища. Передбачається, що такий апарат використовуватиме сонячну перезаряжаючу енергію протягом декількох років польоту, як і у день, так і у ночі. Саме тому деякі розвинуті країни такі як США, Японія, Корея запустили проекти, які мають на меті дослідження, розвиток і створення аеростатів такого типу [1,2]. Тому об’єктом досліджень даної роботи вибрано саме систему управління аеростатичної платформи. Для рішення цієї задачі застосовується H_2 / H_∞ багатомодельний підхід для систем управління аеростатом, що базується на виконанні параметричної оптимізації дискретних систем управління по таким критеріям [7,8,9]:

1. H_2-норма для кожної моделі дискретної системи в детермінованому випадку:

$$J_d = \sqrt{\sum_{k=0}^{\infty}\left[x_k^T \cdot Q \cdot x_k + u^T \cdot R \cdot u\right]}$$

де x_k вектор стану, u- вхідний вектор, R,Q- вагові матриці

2. H_2-норма для кожної моделі дискретної системи в стохастичному випадку:

$$J_d = \sqrt{E_M \sum_{k=0}^{\infty}\left[x_k^T \cdot Q \cdot x_k + u^T \cdot R \cdot u\right]}$$

3. H_∞ - норма функції комплементарної чутливості дискретної системи для кожної моделі:

$$\|T\|_\infty = \sup_{\omega} \overline{\sigma}(T(j\omega))$$

де σ – сингулярне число матриці T, $\overline{\sigma}$ - максимальне сингулярне число на заданій частоті. Відповідно до [5] $\|T\|_\infty$ є мірою робастності.

Невизначеність, яка розглядається в даній системі, - структуровані параметричні збурення, оскільки структура системи не змінювалась. Необхідно розглянути і неструктуровані параметричні збурення, що визначаються динамікою дискретної системи управління і не враховуються на початку синтезу. В нашому випадку з фізичної точки зору ця неструктурована динаміка зводиться до наявності обчислювального запізнення в дискретних системах управління та наявності аналогових передімпульсних фільтрів для виключення явища накладання частот [8,9]. В статті [5] така задача розглядалась для неперервних систем на основі теореми Харитонова та теореми про малий коефіцієнт підсилення. Проте, у нас задано дискретну систему управління, тому необхідно оцінити вплив неструктурованих параметричних збурень на динаміку дискретної системи управління.

Розглянемо замкнену систему, яка містить в зворотному зв’язку неструктуровані збурення (рис. 1).

Рис.1 Спрощена структурна схема замкнутої системи з неструктурованими збуреннями

Дана система представлена передавальною функцією типу $W(z)=\frac{P(z)}{Q(z)}$. Необхідно виконати білінійне перетворення для того, щоб отримати можливість розглядати дискретну систему як неперервну. Розглянемо основні аспекти теорії поліномів Харитонова. Нехай задано дійсний поліном, визначимо його парну $\delta^{пар}(s)$ та непарну $\delta^{непар}(s)$ частини і запишемо:

$$\delta(s)=\underbrace{(\delta_0+\delta_2 s^2+\delta_4 s^4+...)}_{\delta^{пар}(s)}+\underbrace{(\delta_1 s+\delta_3 s^3+\delta_5 s^5+...)}_{\delta^{непар}(s)}$$

Визначимо сім'ю поліномів з реальними інтервалами:

$$\delta(s)=\delta_0+\delta_1 s+\delta_2 s^2+..+\delta_{n-1}s^{n-1}+\delta_n s^n,\ \text{де}\ \delta_0\in(x_0,y_0),\ \delta_1\in(x_1,y_1)\cdots\delta_n\in(x_n,y_n)$$

Чотири поліноми Харитонова визначаються відповідним чином:

$$K^1(s)=x_0+x_1 s+y_2 s^2+y_3 s^3+x_4 s^4+x_5 s^5+...;\ K^2(s)=x_0+y_1 s+y_2 s^2+x_3 s^3+x_4 s^4+y_5 s^5+...;$$

$$K^3(s)=y_0+x_1 s+x_2 s^2+y_3 s^3+y_4 s^4+x_5 s^5+...;\ K^4(s)=y_0+y_1 s+x_2 s^2+x_3 s^3+y_4 s^4+y_5 s^5+...$$

Розглянемо сім'ю поліномів для об'єкта з ПФ $g(s)=\frac{n(s)}{d(s)}$, де n(s) належить сім'ї поліномів N, а d(s) належить сім'ї поліномів D, які визначаються так: $n(s)=n_0+n_1 s+...$,де $n_i[\alpha_i,\beta_i],\forall i=0...p$, і відповідно $d(s)=d_0+d_1 s+...$,де $d_i[\gamma_i,\delta_i],\forall i=0...p$. Нехай $K_N^i(s)$, i=1,2,3,4, та $K_D^i(s)$, i=1,2,3,4 визначаються поліномами Харитонова, пов'язаними з N і D відповідно. Далі ми можемо визначити 16 об'єктів.

$$g(s)=\frac{K_N^i(s)}{K_D^i(s)} \qquad (1)$$

Припустимо, ΔP-неструктуровані параметричні збурення, які діють на систему.

Теорема 1. Якщо g(s)- стійка передавальна функція, то замкнута система лишається стійкою для всіх неструктурованих збурень, які підходять умові $\|\Delta P\|_\infty<\alpha$, якщо і тільки якщо $\|g(s)\|_\infty<\alpha$.

Теорема 2. Замкнена система (рис 1) лишається стійкою для всіх неструктурованих збурень, які задовольняють умову $\|\Delta P\|_\infty<\alpha$, якщо і тільки якщо $\alpha<\frac{1}{\max\|g(s)\|_\infty}$.

Приклад визначення робастної стійкості системи управління бічним рухом аеростатичної платформи

Задаємо модель аеростата в просторі станів. При цьому вважаємо, що при швидкості Vt=2O м/сек ми маємо номінальну модель, а при швидкості Vtp=10 м/сек - збурену.

Номінальна модель:

$$A=\begin{bmatrix}-0.4222 & -0.7781 & 8.8109 & -3.4476\\ -0.0341 & -0.4808 & 3.1348 & -2.1249\\ -0.0286 & 0.0234 & -0.2533 & 0.0887\\ 0 & 1.0000 & 0 & 0\end{bmatrix}\quad B=\begin{bmatrix}1.7549\\ 0.2244\\ -0.1258\\ 0\end{bmatrix}$$

Збурена модель стратостату при дійсній повітряній швидкості 10 м/с представлена наступними матрицями:

$$A_p = \begin{bmatrix} -0.2111 & -0.3891 & 4.4055 & -3.4476 \\ -0.0170 & -0.2404 & 1.5674 & -2.1249 \\ -0.0143 & 0.0117 & -0.1267 & 0.0887 \\ 0 & 1.0000 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad B_p = \begin{bmatrix} 0.4387 \\ 0.0561 \\ -0.0315 \\ 0 \end{bmatrix}$$

На вхід регулятора поступають сигнали висоти h, кута тангажа θ, кутової швидкості по тангажу q, та відповідні їм коефіцієнти підсилення K_θ, K_q, K_h. Після оптимізації вектор параметрів буде мати вигляд: $K = [-14.4192 \;\; 35.2040 \;\; 364.0529]$.В таблиці наведені значення H_2 - норми і H_∞ -норма номінальної та збуреної систем.

Числові характеристики номінальної і збуреної систем стохастичної і номінальної моделей

Таблиця 1.

Система	H_2 - норми у детермінованому випадку	H_2 - норми у стохастичному випадку	H_∞
Номінальна модель	0.0124	0.0802	0.0348
Збурена модель	0.0070	0.0800	0.0133

Відповідно до теореми про граничну норму неструктурованих параметричних збурень [6] : система стійка H_∞ -норма не перевищує граничну норму α. На базі цього були проведені дослідження для номінальної системи.

1.Розглядаємо сім'ю поліномів для об'єкта з передавальною функцією

$$g(s) = \frac{n_0 + n_1 s + n_2 s^2 + ... + n_7 s^7}{d_0 + d_1 s + d_2 s^2 + ... + d_8 s^8}.$$

де $n_0 = [5.592 \cdot 10^7, \;\; 6.998 \cdot 10^6]$; $n_1 = [4.429 \cdot 10^7, \; 9.657 \cdot 10^6]$; $n_2 = [3.678 \cdot 10^7, 4.7 \cdot 10^6]$;

$n_3 = [2.24 \cdot 10^7, 5.524 \cdot 10^6]$; $n_4 = [5.01 \cdot 10^5, 1.256 \cdot 10^5]$; $n_5 = [602, 162.3]$; $n_6 = [-50.48, -12.59]$;

$n_7 = [-0.2848, -0.07149]$; $n_8 = [-4.747 \cdot 10^{-6}, -1.783 \cdot 10^{-6}]$; $d_0 = [5.617 \cdot 10^7, 7.061 \cdot 10^6]$;

$d_1 = [4.407 \cdot 10^7, 9.959 \cdot 10^6]$; $d_2 = [3.869 \cdot 10^7, 6.621 \cdot 10^6]$; $d_3 = [2.463 \cdot 10^7, 7.656 \cdot 10^6]$;

$d_4 = [1.719 \cdot 10^6, 1.27 \cdot 10^6]$; $d_5 = [8.129 \cdot 10^5, 8.012 \cdot 10^5]$; $d_6 = [2.583 \cdot 10^4, \; 2.567 \cdot 10^4]$;

$d_7 = [278.5, 227.8]$; $d_8 = [1,1]$.

2. Відповідно до формули(1) : $g(s)_3 = \frac{K_N^1(s)}{K_D^1(s)}; g(s)_3 = \frac{K_N^1(s)}{K_D^2(s)}; g(s)_3 = \frac{K_N^1(s)}{K_D^3(s)}; \; g(s)_4 = \frac{K_N^1(s)}{K_D^4(s)}; \; g(s)_5 = \frac{K_N^2(s)}{K_D^1(s)};$

$g(s)_6 = \frac{K_N^2(s)}{K_D^2(s)}; \quad g(s)_7 = \frac{K_N^2(s)}{K_D^3(s)}; \quad g(s)_8 = \frac{K_N^2(s)}{K_D^4(s)}; \quad g(s)_9 = \frac{K_N^3(s)}{K_D^1(s)}; \quad g(s)_{10} = \frac{K_N^3(s)}{K_D^2(s)}; \quad g(s)_{11} = \frac{K_N^3(s)}{K_D^3(s)};$

$g(s)_{12} = \frac{K_N^3(s)}{K_D^4(s)}; g(s)_{13} = \frac{K_N^4(s)}{K_D^1(s)}; \; g(s)_{14} = \frac{K_N^4(s)}{K_D^2(s)}; \; g(s)_{15} = \frac{K_N^4(s)}{K_D^3(s)}; \; g(s)_{16} = \frac{K_N^4(s)}{K_D^4(s)}.$

де

$$K_N^1(s) = 5.592 \cdot 10^7 + 4.429 \cdot 10^7 s + 4.7 \cdot 10^6 s^2 + 5.524 \cdot 10^6 s^3 + 5.01 \cdot 10^5 s^4 + 602 s^5 - 12.59 s^6 - $$
$$- 0.07149 s^7 - 4.747 \cdot 10^{-6} s^8;$$
$$K_N^2(s) = 5.592 \cdot 10^7 + 9.657 \cdot 10^6 s + 4.7 \cdot 10^6 s^2 + 2.24 \cdot 10^7 s^3 + 5.01 \cdot 10^5 s^4 + 162.3 s^5 - 12.59 s^6 - $$
$$- 0.2848 s^7 - 4.747 \cdot 10^{-6} s^8;$$
$$K_N^3(s) = 6.998 \cdot 10^6 + 4.429 \cdot 10^7 s + 3.678 \cdot 10^7 s^2 + 5.524 \cdot 10^6 s^3 + 1.256 \cdot 10^5 s^4 + 602 s^5 - 50.48 s^6 - $$
$$- 0.07149 s^7 - 1.783 \cdot 10^{-6} s^8;$$
$$K_N^4(s) = 6.998 \cdot 10^6 + 9.657 \cdot 10^6 s + 3.678 \cdot 10^7 s^2 + 2.24 \cdot 10^7 s^3 + 1.256 \cdot 10^5 s^4 + 162.3 s^5 - 50.48 s^6 - $$
$$- 0.2848 s^7 - 1.783 \cdot 10^{-6} s^8;$$
$$K_D^1(s) = 5.617 \cdot 10^7 + 4.407 \cdot 10^7 s + 6.621 \cdot 10^6 s^2 + 7.657 \cdot 10^6 s^3 + 1.719 \cdot 10^6 s^4 + 8.129 \cdot 10^5 s^5 + $$
$$+ 2.567 \cdot 10^4 s^6 + 227.8 s^7 + s^8;$$

$$K_D^2(s) = 5.617\cdot10^7 + 9.959\cdot10^6 s + 6.621\cdot10^6 s^2 + 2.463\cdot10^7 s^3 + 1.719\cdot10^6 s^4 + 8.012\cdot10^5 s^5 + $$
$$+ 2.567\cdot10^4 s^6 + 278.5 s^7 + s^8;$$
$$K_D^3(s) = 7.061\cdot10^6 + 4.407\cdot10^7 s + 3.869\cdot10^7 s^2 + 7.657\cdot10^6 s^3 + 1.27\cdot10^6 s^4 + 8.129\cdot10^5 s^5 + $$
$$+ 2.583\cdot10^4 s^6 + 227.8 s^7 + s^8;$$
$$K_D^4(s) = 7.061\cdot10^6 + 9.959\cdot10^6 s + 3.869\cdot10^7 s^2 + 2.463\cdot10^7 s^3 + 1.27\cdot10^6 s^4 + 8.012\cdot10^5 s^5 + $$
$$+ 2.583\cdot10^4 s^6 + 278.5 s^7 + s^8.$$

3.Обчислюємо $\|H\|_\infty$-норму.

$g_1 = 0.506$; $g_2 = 0.779$; $g_3 = 0.889$; $g_4 = 7.610$; $g_5 = 3.458$; $g_6 = 5.526$; $g_7 = 11.793$; $g_8 = 6.258$;
$g_9 = 1.477$; $g_{10} = 8.282$; $g_{11} = 0.573$; $g_{12} = 0.906$; $g_{13} = 18.220$; $g_{14} = 8.207$; $g_{15} = 2.380$; $g_{16} = 2.151$.

4. Розраховуємо граничну норму $\alpha = 0.0549$ Замкнена система залишається стійкою, якщо різниця за модулем H_∞-норми номінальної моделі та H_∞-норми параметрично збуреної моделі не перевищує граничну норму α, тобто $\|\Delta\| \le \alpha$, де $\|\Delta\| = \|H_{зб}\| - \|H_0\|$. Перевіримо дану умову робастної стійкості для досліджуваної системи $\|\Delta\| = 0.0348 - 0.0133 = 0.0215$, що не перевищує граничну норму α. Таким чином доведено, що система залишається стійкою при дії на неї неструктурованих параметричних збурень.

Література

1.Schoemig E, Sznaier M. Mixed H_2 / H_∞ Control of Multimodel Plants//Journal of Guidance, Control and Dynamics.-№. 3.-May – June.-1995.-P. 525 – 531.

2.Tunik A.A.,Ahn I.K, Ryu H., Lim C.H., Lee H.C. Platform Airship's Robust Stabilization in Stochastic Atmosphere// Proceedings of the KSAS Fall Annual Meeting.- Sejong Univ., Seoul.- 2001.-P.293-299.

3.Tunik A. A. , Ahn I. K. , Yeom C. H. . Robust Optimization of Control Law of Flight in Stochastically Disturbed Atmosphere//Proceedings of Millennium Conference on Air and Space Sciences, Technology and Industries.- Hankook Aviation University.-Apr. 28, 2000.-Seoul, Korea.-P. 122 – 133.

*4.Харитонов В.Л.*Об асимптотической устойчивости положения равновесия семейства систем линейных дифференциальных уравнений//Дифференциальные уравнения.- Т. 14.- №11.-С.2086-2088.

5.Kwakernaak H. . Robust Control and H_∞- Optimization//Automatica.-vol.29.- №.2.- 1993.- P. 255 – 273.

6.Chapellat H., Dahleh M., Bhattacharyya S.P. Robust stability under structured and unstructured perturbations//IEEE Transactions on Automatic Control.-vol.35.-№.10.-October1990.- P. 1100-1107.

7.Tunik A.A., Abramovich E.A. Parametric Robust Optimization of the Digital Flight Control Systems// Вісник НАУ .- 2003.-№ 2.-С.31-37.

8.Туник А.А., Абрамович Е.А. Многомодельный подход к параметрической робастной оптимизации цифровых систем управления полетом//Проблеми управління і інформатики.- 2004.-№2.-С. 32-43.

9.Тунік А.А., Абрамович О.О. Робастна параметрична оптимізація дискретної системи управління, яка має неструктуровані параметричні збурення// Вісник НАУ.-2004.-№ 2.-С.31-35.

УДК 62. 505

О.В. Литвинова (Национальный авиационный университет, Украина)

ЗАДАЧА СИНТЕЗА ОПТИМАЛЬНОЙ СТРУКТУРЫ ФИЛЬТРА-НАБЛЮДАТЕЛЯ СУЩЕСТВУЮЩЕЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ

Представлены алгоритм и результаты синтеза оптимальной структуры фильтра-наблюдателя существующей навигационной системы.

В настоящее время резко увеличились точностные требования к преобразованию навигационной информации (бортовой или наземной), а также существенно усложнились средства навигационных измерений. Последние, как известно [3], представляют собой многомерные динамические системы, которые при работе подвергаются ряду стохастических воздействий, механизмы действия и природа которых недостаточно изучены. Выход из такой ситуации может быть найден путем синтеза систем оптимальной фильтрации, который позволил бы при недостаточных знаниях о моделях динамики заданной части системы достигать достаточно высоких рубежей качества преобразования навигационной информации.

Задача модернизации навигационной системы состоит из трех этапов – этапа динамической аттестации этой системы, этапа ее структурной идентификации и этапа синтеза оптимальной структуры фильтра-наблюдателя. Суть динамической аттестации [3] некой системы в следующем. Во-первых, при испытаниях системы в реальных или близких к ним условиях ее штатного функционирования произвести съем информации о векторе входных (программных) сигналов в систему и векторе ее выходных сигналов (реакций системы на входные воздействия). Во-вторых, по специальным технологиям произвести первичную обработку экспериментальной информации, в результате которой должны быть получены редуцированные оценки матриц спектральных и взаимных спектральных плотностей векторов случайных входных и выходных сигналов. В-третьих, по специальным алгоритмам структурной идентификации моделей динамики, как самой навигационной системы, так и вектора неконтролируемых возмущений, действующих на систему при ее штатном функционировании.

Используя данные, полученные после проведения этапов динамической аттестации и структурной идентификации [1], решается задача модернизации исследуемой навигационной системы, т. е. синтезируется оптимальная структура фильтра-наблюдателя, реализация которого даст возможность максимизировать точность навигационной системы.

Для проведения этапов динамической аттестации измерителя водного подвижного объекта на трехстепенной динамический стенд подавались сигналы, имитирующие динамику качки “тяжелого” судна. Эти сигналы формировались специальным смоделированным последовательным многомерным фильтром непосредственно из компьютерного псевдобелого шума. Выходы модели динамики судна, определенным образом обобщающей результаты работы, как входные сигналы подавались на входы каналов системы управления стендом-имитатором.

Осциллограммы зарегистрированных в процессе эксперимента сигналов платформы стенда-имитатора и выходных сигналов измерителя в исследуемой системе являются исходными данными для стадии первичной обработки данных эксперимента. Результатами первичной обработки являются характеристики входа и выхода исследуемой навигационной системы в виде матриц спектральной $S_{гг}$ и взаимных спектральных плотностей $S_{гх}$, $S_{хг}$ программного сигнала и выходного сигнала измерителя $S_{хх}$, с которого параллельно снимался сигнал для стабилизации гироплатформы. В процессе структурной идентификации [1] моделей динамики исследуемого измерителя получены матрица спектральных и взаимных спектральных плотностей неконтролируемой помехи измерений $S_{\varphi\varphi}$ и матрица передаточных функций исследуемой навигационной системы $K(s)$.

Как непосредственное решение задачи модернизации по результатам структурной идентификации требуемых моделей динамики исследуемой навигационной системы проведем процедуру синтеза [1] оптимальной структуры фильтра-наблюдателя выхода измерительной системы. Также вычислим показатель качества измерений и оценим, насколько точнее будет функционировать устройство при реализации результатов оптимальной фильтрации и в существующей системе.

Выбор оптимальной структуры фильтра-наблюдателя выхода существующей навигационной системы решим как задачу винеровской оптимальной фильтрации на основании известного [1] алгоритма фильтрации. Структурная схема, поясняющая процедуру одномерной оптимальной фильтрации, представлена на рис. 1.

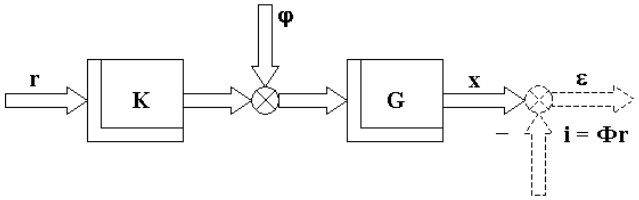


Рис. 1. Структурная схема, поясняющая многомерную оптимальную фильтрацию

После необходимых расчетов на компьютере в системе MATLAB по известному алгоритму [1] и последующего редуцирования полученных результатов оптимальная структура искомой матрицы передаточных функций фильтра исследуемой навигационной системы имеет вид

$$G = \begin{bmatrix} G_{11} & G_{12} \\ G_{21} & G_{22} \end{bmatrix}, \text{ [град/В]} \tag{1}$$

где

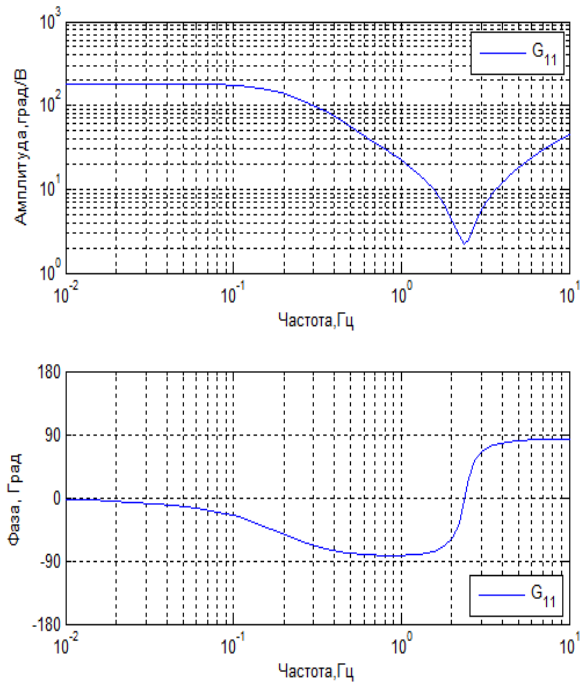
$$G_{11} = 180 \cdot \frac{(3.2s+1)(0.42^2 s^2 + 2 \cdot 0.1 \cdot 0.42s + 1)}{(4.7^2 s^2 + 2 \cdot 0.8 \cdot 4.7s + 1)(0.016^2 s^2 + 2 \cdot 0.2 \cdot 0.016s + 1)}; \tag{1, а}$$

$$G_{12} = 42 \cdot \frac{(3.88^2 s^2 + 2 \cdot 0.3 \cdot 3.88s + 1)}{|0.4s+1|^2 (0.2^2 s^2 + 2 \cdot 5 \cdot 0.2s + 1)(0.08^2 s^2 + 2 \cdot 3 \cdot 0.08s + 1)} \times$$
$$\times \frac{|0.12^2 s^2 + 2 \cdot 0.7 \cdot 0.12s + 1|^2}{(0.016^2 s^2 + 2 \cdot 2 \cdot 0.016s + 1)}; \tag{1, б}$$

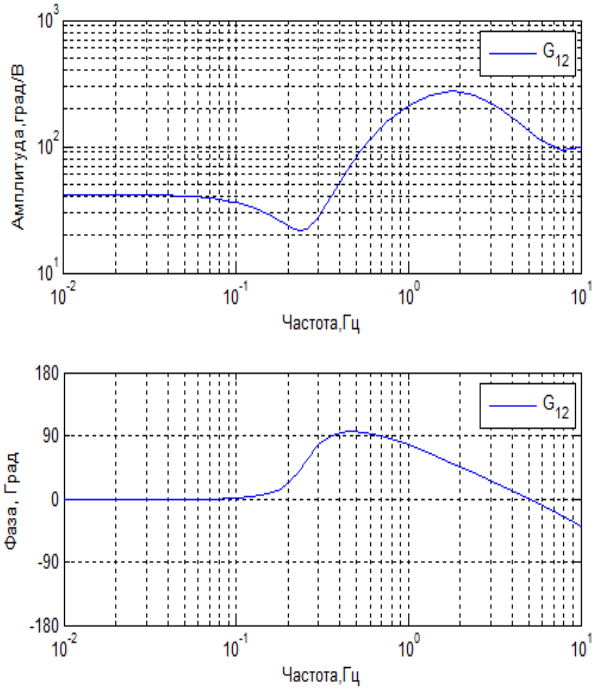
$$G_{21} = 190 \cdot \frac{(3.2s+1)(1.7^2 s^2 + 2 \cdot 1 \cdot 1.7s + 1)}{(5.7^2 s^2 + 2 \cdot 0.5 \cdot 5.7s + 1)(0.53s+1)(0.016^2 s^2 + 2 \cdot 0.07 \cdot 0.016s + 1)}; \tag{1, в}$$

$$G_{22} = 44 \cdot \frac{(3s+1)|0.7^2 s^2 + 2 \cdot 0.6 \cdot 0.7s + 1|^2}{(5.2^2 s^2 + 2 \cdot 0.7 \cdot 5.2s + 1)(0.4^2 s^2 + 2 \cdot 0.3 \cdot 0.4s + 1)|0.07s+1|^2} \times$$
$$\times \frac{(0.053^2 s^2 + 2 \cdot 0.25 \cdot 0.053s + 1)}{(0.016^2 s^2 + 2 \cdot 0.6 \cdot 0.016s + 1)}. \tag{1, г}$$

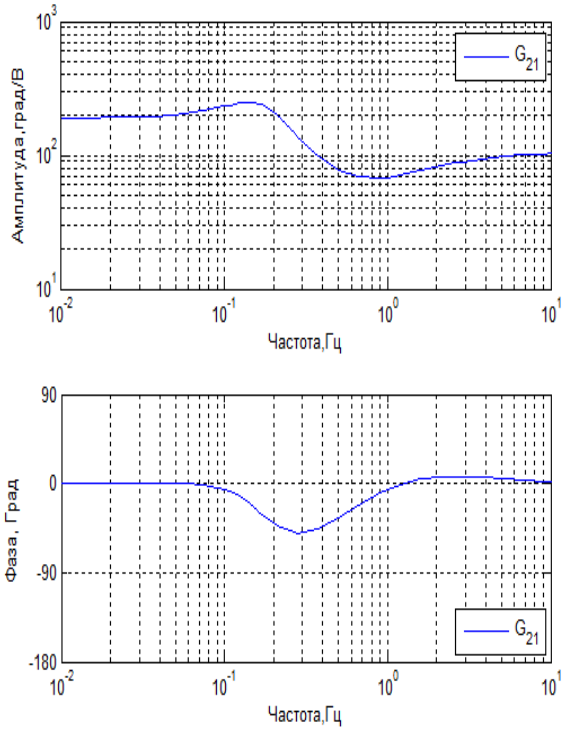
Графический вид искомой матрицы передаточных функций оптимального фильтра представлен на рис. 2.



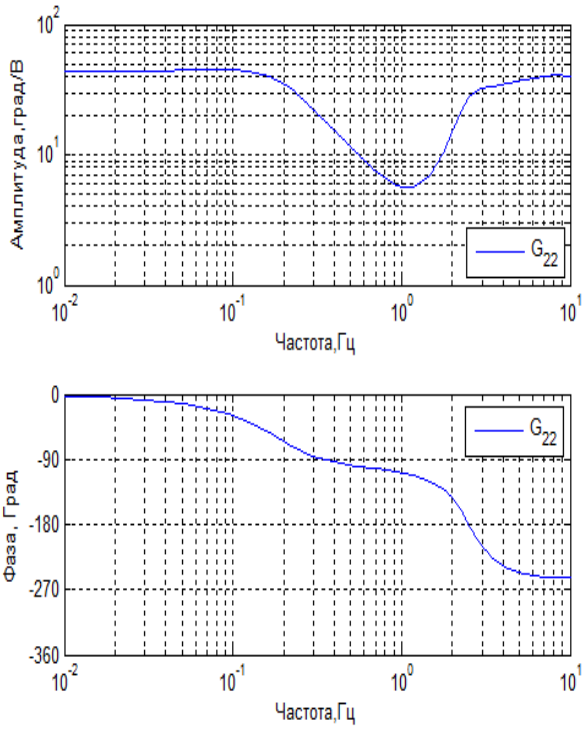
а)



б)



в)



г)

Рис. 2. Передаточные функции искомого оптимального фильтра G_{11} (а), G_{12} (б), G_{21} (в) и G_{22} (г), полученные в результате процедуры синтеза

Для оценки качества сравнительный анализ качества (точности) измерений параметров движения основания системой в штатной комплектации и модернизированной исследуемой навигационной системой.

Функционал качества в этом случае будет иметь вид:

$$e = \frac{1}{j}\int_{-j\infty}^{j\infty} tr[S'_{\varepsilon\varepsilon}(s)R(s)]ds \qquad (2)$$

где $R(s) = E_n$ – Фурье-образ весовой симметричной положительно определенной матрицы размерности $n \times n$.

Функционал (2) можно вычислить при помощи таблиц (V приложение [2]) или с помощью среды MATLAB.

После необходимых вычислений на компьютере в системе MATLAB относительный показатель качества функционирования исследуемой навигационной системы «ГК Круиз» в динамических условиях, близких к натурным

$$\lambda_1 = \frac{e_1}{\sigma_\psi^2} = 3.84. \qquad (3)$$

После вычислений в среде MATLAB относительная минимальная дисперсия ошибки измерений в модернизированной навигационной системе «ГК Круиз» равна

$$\lambda_2 = \frac{e_2}{\sigma_\psi^2} = \frac{e_2^{(1)}}{\sigma_\psi^2} + \frac{e_2^{(2)}}{\sigma_\psi^2} + \frac{e_2^{(3)}}{\sigma_\psi^2} + \frac{e_2^{(4)}}{\sigma_\psi^2} = 0.235 + 1.38 \cdot 10^{-4} + 0.0047 + 0.0656 = 0.35. \qquad (4)$$

Сравнивая выражения (3) и (4), оценим уменьшение дисперсии ошибки измерений после проведения оптимальной модернизации исследуемой системы

$$\lambda = \frac{\lambda_1}{\lambda_2} \approx 11. \qquad (5)$$

Как видно из выражения (5), в результате проведенной модернизации (синтеза оптимального фильтра- наблюдателя) точность работы модернизированной исследуемой навигационной системы на порядок выше точности системы в штатной комплектации.

Вывод. Проведена процедура синтеза оптимальной структуры фильтра-наблюдателя выхода исследуемой навигационной системы на основе результатов ее динамической аттестации и структурной идентификации. В результате были получена модель динамики оптимального фильтра-наблюдателя выхода данной системы. Показано, что за счет проведенной модернизации есть возможность улучшить качество системы на порядок.

Список литературы:

1. *Блохін Л. М., Буриченко М. Ю.* Статистична динаміка систем управління: Підручник для ВНЗ. – К.: НАУ, 2003. – 208 с.

2. *Ньютон Дж. К., Гулд Л. А., Кайзер Дж. Ф.* Теория линейных следящих систем. – М.: Наука, 1961. – 407 с.

3. *Азарсков В. Н., Блохин Л. Н., Житецкий Л. С.* Методология конструирования оптимальних систем стохастической стабилизации. Монография. – К.: НАУ, 2006. – 437 с.

УДК 681.7.08.525:532.57(045)

М.П. Дивнич, канд. техн. наук (НАУ, Україна),
О.М. Тимченко (НАУ, Україна)

ВИМІРЮВАННЯ ДВОХ СКЛАДОВИХ ВЕКТОРА ШВИДКОСТІ АЕРОГІДРОДИНАМІЧНИХ ПОТОКІВ ЗА ДОПОМОГОЮ ЛАЗЕРНОГО ДОППЛЕРІВСЬКОГО МЕТОДА

В доповіді розглянуті варіанти побудови оптичних схем лазерних допплерівських вимірювачів швидкості за допомогою яких можна вимірювати дві ортогональні проекції вектора швидкості аерогідродинамічних потоків.

Для дослідження аерогідродинамічних потоків застосовуються лазерні допплерівські вимірювачі швидкості (ЛДВШ) [1]. Перевагою ЛДВШ перед термоанемометрами є без контактність та можливість вимірювати ортогональні складові вектора швидкості потоку [2].

Для вимірювання складових вектора швидкості застосовуються різні методи розділення каналів вимірювання. Так, в схемах з опорним променем застосовують розділення каналів вимірювання у просторі за допомогою діафрагм. У диференціальній схемі ЛДВШ розділення оптичних сигналів, що містять інформацію про ортогональні складові вектора швидкості може бути проведено різними способами: за поляризацією, за спектральними лініями лазерного випромінювання, методом частотного розділення та методом розділення у часі [3].

Пропонується для вимірювання двох ортогональних складових x, y та x, z використовувати ЛДВШ, один з яких побудований на поєднанні ЛДВШ з опорним променем та диференціального ЛДВШ а другий заснований на поєднанні ЛДВШ на зустрічних променях та диференціального ЛДВШ.

Оптична схема такого вимірювача ортогональних x та y проекцій вектора швидкості складається з двох частин - диференціальної схеми ЛДВШ та схеми ЛДВШ з опорним променем рис.1.

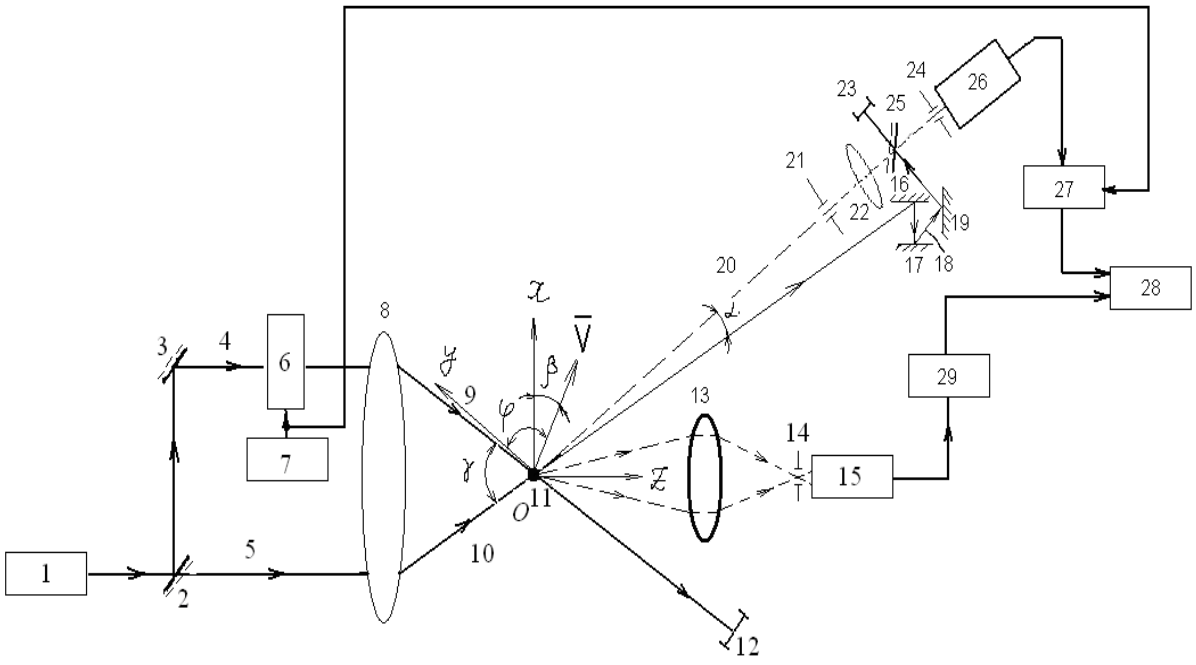


Рис.1. Двокомпонентний ЛДВШ, що вимірює V_x та V_y ортогональні складові вектора швидкості потоку.

За допомогою диференціальної схеми ЛДВШ вимірюється V_x складова вектора швидкості, яка розташована в площині лазерних променів 9, 10 та перпендикулярна бісектрисі кута γ між променями 9, 10.

Допплерівський зсув частоти, що пропорційний V_x компоненті знаходиться з виразу:

$$f_{дх} = \frac{2 n_c \left|\overline{V}\right|}{\lambda_0} * \cos\beta * \sin\gamma/2$$

де: n_c – показник заломлення середовища, потоку що досліджується; λ_0 - довжина хвилі лазерного променя у вакуумі; ß – кут між вектором швидкості та віссю Ox; γ – кут між променями 8 та 9.

Геометрія лазерних та розсіяних променів представлена на рис.2.

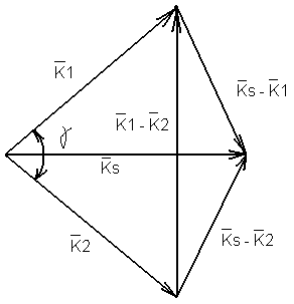


Рис.2. Геометрія лазерних та розсіяних променів в диференціальній схемі ЛДВШ: $\overline{K}_1$, $\overline{K}_2$ - хвильові вектори першого та другого розсіяних променів відповідно; $\overline{K}_S$ - хвильовий вектор розсіяного променя; $\left|\overline{K}_S\right| \approx \left|\overline{K}_1\right| \approx \left|\overline{K}_2\right| = \frac{2\pi}{\lambda_0}$,

λ_0 - довжина хвилі випромінювання у вакуумі.

Для вимірювання V_y складової вектора швидкості застосовується схема з опорним променем. В якості опорного променя використовується промінь 10, який за допомогою дзеркал 16, 17, 19, та 25 направляється на фотоприймач 26. Розсіяний промінь 20 за допомогою діафрагми 21 та лінзи 22 також направляється на фотоприймач 26.

Геометрія опорного та розсіяного променів представлена на рис.3.

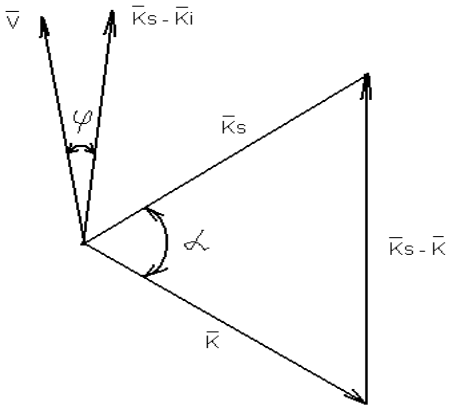


Рис.3. Геометрія опорного та розсіяного променів в схемі ЛДВШ з опорним променем: $\overline{K}$ - хвильовий вектор опорного променя; $\overline{K}_S$ - хвильовий вектор розсіяного променя.

Допплерівський зсув частоти, пропорційний V_y компоненті знаходиться з виразу:

$$f_{ДУ} = \frac{2n_c|\overline{V}|}{\lambda_0} * \cos\varphi * \sin\alpha$$

де: φ - кут між вектором швидкості та віссю O_y; α - кут між розсіяним променем 20 та опорним пучком 10.

Умовою вимірювання V_y складової вектора швидкості є те що приймальна оптика схеми ЛДВШ з опорним променем повинна бути розташована таким чином, щоб розсіяний промінь 20, опорний промінь 10 та промінь 18, який відбивається від дзеркал 16 та 17 знаходились в площині, що перпендикулярна площині, що утворена променями 9 і 10.

Лазерний промінь 18, який відбивається від дзеркала 17, направляється до дзеркала 19 під кутом α до променя 10. Цей кут повинен дорівнювати куту α, який утворює розсіяний промінь 20 з променем 10.

В диференційній схемі частині цього ЛДВШ в кожному напрямку розповсюджуються дві розсіяні хвилі від лазерних променів 9 та 10. Тому вихідний сигнал фотоприймача 26 частини ЛДВШ, що побудована по схемі з опорним променем буде містити заваду. Вона буде утворюватись внаслідок інтерференції опорного променя 10 з розсіяним випромінюванням від променя 9. Для виключення впливу цієї завади в ЛДВШ встановлений оптичний затвор 6, який на час вимірювання V_y складової не пропускає у зону вимірювання промінь 9. Оптичний затвор 6 спрацьовує від сигналу, що подається генератором імпульсів 7. Сигнал генератора імпульсів 7 відкриває також ключ 27. Впродовж імпульсу, що формується генератором 7 в зону вимірювання 11 направляється тільки промінь 10. при цьому на фотоприймач 15 попадає випромінювання, що розсіяне тільки від одного променя. При цьому допплерівський сигнал на виході фотоприймача відсутній.

Сигнал пропорційний V_y складової вектора швидкості поступає на вимірювач допплерівської частоти 29. Коли оптичний затвор 6 закритий, то ключ 27 також закритий. В цей час вимірюється V_x складова вектора швидкості потоку.

Двокомпонентний ЛДВШ, який вимірює V_x та V_z ортогональні складові вектора швидкості потоку, схема якого зображена на рис.4 складається з схеми ЛДВШ на зустрічних променях та диференціального ЛДВШ.

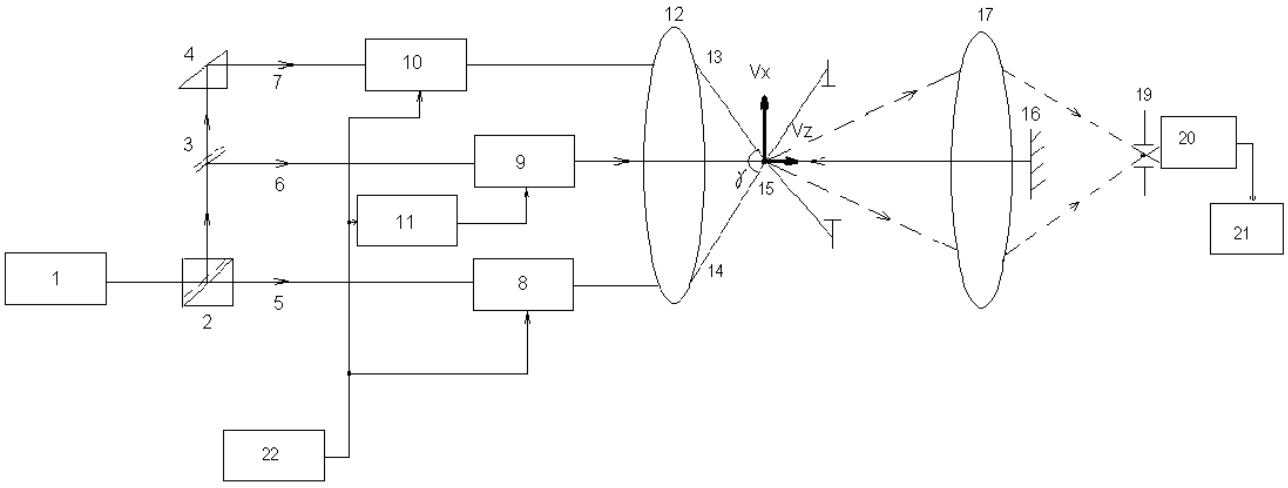


Рис. 4. Двокомпонентний ЛДВШ, що вимірює V_x та V_z ортогональні складові вектора швидкості потоку.

Такий вимірювач працює наступним чином. Випромінювання лазера 1 за допомогою оптичного елемента 2, напівпрозорого дзеркала 3 та призми 4 поділяється на три променя 5,6 та 7.

За допомогою диференціальної схеми ЛДВШ вимірюється V_x компонента вектора швидкості. Лінзою 12 лазерні промені 13 та 14 направляються в зону вимірювання 15. Розсіяне мікрочастинками випромінювання від лазерних променів 13 та 14 збирається лінзою 17 та направляється на фотоприймач 20, перед яким встановлена діафрагма 19. Сигнал з фотоприймача, пропорційний V_x компоненті вектора швидкості поступає на допплерівський процесор 21.

За допомогою диференціальної схеми ЛДВШ на зустрічних променях вимірюється Vz компонента вектора швидкості. Лазерний промінь 6 за допомогою лінзи 12 направляється в зону вимірювання 15. Далі цей промінь відбивається від дзеркала 16 та за допомогою лінзи 17 фокусується в зоні вимірювання 15. Розсіяне випромінювання від зустрічних променів збирається лінзою 17 і направляється на фотоприймач 20.

Для того, щоб розділяти компоненти вектора швидкості в ЛДВШ встановлюються оптичні затвори 8, 9, 10, лінія затримки 11 та генератор імпульсів 22.

Коли імпульс від генератора 22 поступає на оптичні затвори 8 та 10 промені 13 та 14 гаснуть. Оптичний затвор 9 відкритий так як імпульс від генератора 22 затриманий елементом 11. В цьому випадку вимірюється V_z компонента вектора швидкості.

Коли на виході генератора 22 імпульс відсутній, то оптичні затвори 8 та 10 відкриті. На оптичній затвор 11 поступає імпульс, що затриманий лінією 11 і промінь 6 гаситься. У цьому такті роботи генератора імпульсів вимірюється V_x складова вектора швидкості потоку.

Висновки. Таким чином запропоновані ЛДВШ дозволять вимірювати ортогональні складові вектора швидкості потоку.

Література.

1. *Дубнищев Ю.Н., Ринкевичюс Б.С.* Методы лазерной доплеровской анемометрии. М., Наука, 1982. – 304 с.
2. *Ринкевичюс Б.С.* Лазерная диагностика потоков. М.: Изд-во МЭИ, 1990. - 318 с.
3. *Дубнищев Ю.Н.* Лазерные доплеровские измерительные технологии/ Новосиб. гос. техн. ун-т. – Новосибирск: НГТУ, 2002. – 414 с.

УДК 681.518.2:621.391

Ю.Н. Безкоровайный, М.В. Диркач (Национальный авиационный университет, Украина)

АЛГОРИТМ СТРУКТУРНОЙ ИДЕНТИФИКАЦИИ МОДЕЛЕЙ ДИНАМИКИ МНОГОМЕРНОГО ОБЪЕКТА ПОД ДЕЙСТВИЕМ КОНТРОЛИРУЕМЫХ И НЕКОНТРОЛИРУЕМЫХ ВОЗМУЩЕНИЙ

Предложен обновленный алгоритм структурной идентификации моделей динамики стабилизируемого объекта в штатных стационарных режимах его функционирования при наличии контролируемых и неконтролируемых возмущений, с помощью которого можно определить «возмущенные» модели динамики как самого объекта, так и динамические характеристики контролируемых и неконтролируемых случайных возмущений на объект.

Для повышения конкурентоспособности систем стабилизации сложных динамических объектов построение их законов управления должно базироваться на принципах оптимального управления. Исходной информацией для синтеза оптимального управления сложным динамическим объектом являются математическая модель объекта стабилизации в заданном режиме функционирования и модели динамики стохастических возмущений, действующих на объект в заданном режиме. В реальных условиях на произвольный динамический объект воздействуют множество возмущающих факторов, которые отклоняют его параметры от нормативных. Эти возмущающие воздействия носят как правило стохастический характер и информация про их природу, как правило, неполна. Оценить их можно только на этапе структурной идентификации [1] возмущенных моделей динамики как самого объекта, так и действующих на него возмущений в штатных режимах его функционирования, выполняемые по результатам специальных натурных или полунатурных экспериментов.

Известные алгоритмы структурной идентификации [1, 2], позволившие провести идентификацию сложного динамического объекта при наличии неконтролируемых воздействий [2]. Однако эти алгоритм не может быть непосредственно использован при наличии контуров стабилизации исследуемого объекта, являющихся необходимыми для нормального (штатного) режима его функционирования. Ярким примером такого объекта является вертолет с грузовым подвесом в режиме висения, который, являясь динамически сложным объектом, требует постоянной работы контуров стабилизации [3]. Это затрудняет его идентификацию, т.к. контуры стабилизации значительно искажают и изменяют его динамические свойства как объекта управления.

На вертолет в этом режиме воздействуют: контролируемые отклонения органов управления δ_1, которые являются суммарным вектором контролируемых управляющих воздействия u_1, вызванных действиями пилота или системами автоматического управления, и внутреннего контура стабилизации y_1; контролируемые возмущающие факторы ξ_1, вызванные маятниковыми колебаниями груза на подвесе, и неконтролируемые возмущающие факторы ψ_1 (например факторы нестабильности атмосферы). Внутренний контур стабилизации состоит из двух элементов – системы измерения текущего положения объекта K_1, имеющего помехи n_1, и закона управления W_1, определяемые по результатам специальных стендовых полунатурных испытаний, в условиях близких к реальным [4]. Структурная схема стабилизации вертолета в указанном режиме приведена на рис. 1.

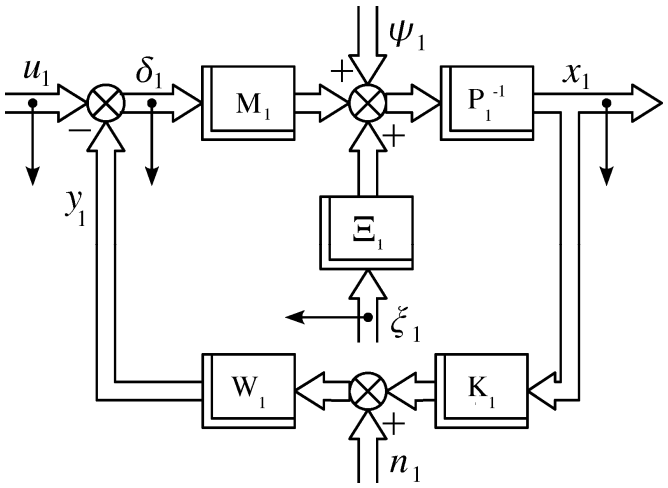


Рис.1. Структурная схема системы стабилизации вертолета с грузом на подвесе в режиме висения

Пусть объект стабилизации можно описать системой обыкновенных дифференциальных уравнений с постоянными коэффициентами, преобразованных по Лапласу вида

$$P_1 x = M_1 \delta + \Xi \xi_1 + \psi_1, \qquad (1)$$

где P_1, M_1 - матрицы соответствующего размера, описывающие динамику стабилизируемого объекта; δ - вектор управляющих воздействий; ψ_1 - вектор неконтролируемых стохастических возмущений.

Вектор ψ_1 можно описать в виде вектора белого шума Δ, пропущенного через формирующий фильтр с матрицей передаточных функций Ψ_1, т.е.

$$\psi_1 = \Psi_1 \Delta. \qquad (2)$$

С учетом (2) систему уравнений движений объекта (1) можно записать як

$$P_1 x = M_1 \delta + \Xi \xi_1 + \Psi_1 \Delta. \qquad (3)$$

Объект стабилизации охвачен отрицательной обратной связью, которая реализует известный закон управления

$$y = W_1 (K_1 x + n_1), \qquad (4)$$

где W_1 - матрица передаточных функций закона управления; K_1 и n_1 - матрица передаточных функций измерителя состояния объекта и вектор помех, действующих на измеритель, определяемые по результатам динамической аттестации [4].

С учетом выражения (4) и некоторых структурных преобразований сигнал отклонения управляющих органов объекта можно описать как

$$\delta = u_1 - y = u_1 - W_1 (K_1 x + n_0) = \hat{u}_1 - W_1 K_1 x, \qquad (5)$$

где $\hat{u}_1 = u_1 - W_1 n_0$.

Подставив выражение (5) в уравнение (3) реакцию стабилизируемой системы запишем в виде

$$x = P_1^{-1} M_1 \delta + P_1^{-1} \Xi_1 \xi + P_1^{-1} \Psi_1 \Delta = P_1^{-1} M_1 (\hat{u}_1 - W_1 K_1 x) + P_1^{-1} \Xi_1 \xi + P_1^{-1} \Psi_1 \Delta,$$

или, решая систему относительно x,

$$x = (P_1 + M_1 W_1 K_1)^{-1} M_1 \hat{u}_1 + (P_1 + M_1 W_1 K_1)^{-1} \Xi_1 \hat{u}_1 + (P_1 + M_1 W_1 K_1)^{-1} \Psi_1 \Delta. \qquad (6)$$

Введем обозначения

$$P_0^{-1} M_0 = (P_1 + M_1 W_1 K_1)^{-1} M_1; \qquad (7)$$

$$P_0^{-1} \Xi_0 = (P_1 + M_1 W_1 K_1)^{-1} \Xi_1;$$

$$P_0^{-1} \Psi_0 = (P_1 + M_1 W_1 K_1)^{-1} \Psi_1,$$

где P_0 и M_0 – полиномиальные матрицы.

Приводя выражение (6) к стандартному виду (3) и учитывая обозначения (7), уравнения описывающие поведение стабилизированной системы имеют вид

$$x = P_0^{-1} M_0 \hat{u} + P_0^{-1} \Xi_0 \xi + P_0^{-1} \Psi_0 \Delta . \tag{8}$$

Таким образом система уравнений приведена к стандартному виду и ее структуру и параметры можно определить при помощи известного алгоритма идентификации [5]. С целью упрощения индекс «0» в дальнейшем будем опускать.

По результатам идентификации нужно определить структуры и параметры передаточных функций $P^{-1}M$ от управления u к выходу x, матрицы передаточных функций $P^{-1}\Xi$ от возмущения ξ к выходу x и матрицы передаточных функций $P^{-1}\Psi$ от возмущения Δ к выходу x. Структурная схема, которая поясняет поставленную задачу представленная на Рис. 3.3.3

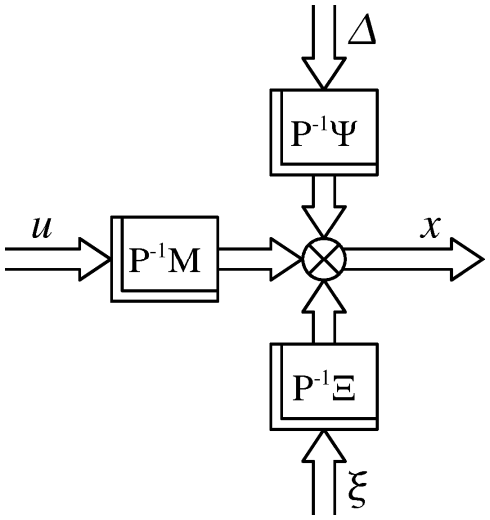


Рис. 3.3.3. Эквивалентная структурная схема идентифицируемого объекта

Предположим, что контролируемое возмущение ξ некоррелированное с возмущением Δ, а последнее некоррелированное с управляющим сигналом u, то есть $S_{\Delta\xi} = S_{\xi\Delta} = 0$ и $S_{u\Delta} = S_{\Delta u} = 0$. Кроме того, считаем, что сигналы u, ξ и x измеряются без помех.

С использованием теоремы Винера-Хинчина [1], уравнения (3.3.3) и с учетом сделанных предположений, составим транспонированную матрицу спектральных плотностей S'_{xx} как

$$S'_{xx} = P^{-1} M S'_{uu} M_* P_*^{-1} + P^{-1} M S'_{\xi u} \Xi_* P_*^{-1} + P^{-1} \Xi S'_{u\xi} M_* P_*^{-1} + \tag{9}$$
$$+ P^{-1} \Xi S'_{\xi\xi} \Xi_* P_*^{-1} + P^{-1} \Psi S'_{\Delta\Delta} \Psi_* P_*^{-1}.$$

Потому используя теорему Винера-Хинчина были составлены транспонированные матрицы взаимных спектральных плотностей, указанные ниже

$$\begin{cases} S'_{\xi x} = P^{-1} M S'_{\xi u} + P^{-1} \Xi S'_{\xi\xi} , \\ S'_{x\xi} = S'_{u\xi} M_* P_*^{-1} + S'_{\xi\xi} \Xi_* P_*^{-1} ; \end{cases} \tag{10}$$

$$\begin{cases} S'_{ux} = P^{-1} M S'_{uu} + P^{-1} \Xi S'_{u\xi} , \\ S'_{xu} = S'_{uu} M_* P_*^{-1} + S'_{\xi u} \Xi_* P_*^{-1} ; \end{cases} \tag{11}$$

$$\begin{cases} S'_{\Delta x} = P^{-1} \Psi S'_{\Delta\Delta}, \\ S'_{x\Delta} = S'_{\Delta\Delta} \Psi_* P_*^{-1}. \end{cases} \tag{12}$$

после некоторых преобразований систем уравнений (10), (11) и (12) можно получить выражения искомых передаточных функций через известные матрицы спектральных и вза-

имных спектральных плотностей, а также через матрицы $S'_{\Delta\Delta}$, $S'_{\Delta x}$ и $S'_{x\Delta}$. Указанные матрицы передаточных функций имеют следующий вид:

$$P^{-1}M = \left[S'_{ux} - S'_{\xi x}\left(S'_{\xi\xi}\right)^{-1}S'_{u\xi}\right]\times\left[S'_{uu} - S'_{\xi u}\left(S'_{\xi\xi}\right)^{-1}S'_{u\xi}\right]^{-1}, \tag{13}$$

$$M_*P_*^{-1} = \left[S'_{uu} - S'_{\xi u}\left(S'_{\xi\xi}\right)^{-1}S'_{u\xi}\right]^{-1}\times\left[S'_{xu} - S'_{\xi u}\left(S'_{uu}\right)^{-1}S'_{x\xi}\right];$$

$$P^{-1}\Xi = \left[S'_{\xi u} - S'_{ux}\left(S'_{uu}\right)^{-1}S'_{\xi u}\right]\times\left[S'_{\xi\xi} - S'_{u\xi}\left(S'_{uu}\right)^{-1}S'_{\xi u}\right]^{-1}, \tag{14}$$

$$\Xi_*P_*^{-1} = \left[S'_{\xi\xi} - S'_{u\xi}\left(S'_{uu}\right)^{-1}S'_{\xi u}\right]^{-1}\times\left[S'_{u\xi} - S'_{u\xi}\left(S'_{uu}\right)^{-1}S'_{xu}\right];$$

$$P^{-1}\Psi = S'_{\Delta x}\left(S'_{\Delta\Delta}\right)^{-1} = S'_{\Delta x}, \quad \Psi_*P_*^{-1} = S'_{x\Delta}, \quad S'_{\Delta\Delta} = E_n. \tag{15}$$

Выражения (13) и (14) целиком определяют матрицы $P^{-1}M$ и $P^{-1}\Xi$ через известную информацию. В выражениях (15) матрицы взаимных спектральных плотностей $S'_{\Delta x}$ и $S'_{x\Delta}$ неизвестные. Для получения последних подставим выражения (13), (14) и (15) в уравнение (11), решив последнее относительно неизвестного слагаемого

$$P^{-1}\Psi S'_{\Delta\Delta}\Psi_*P_*^{-1} = S'_{\Delta x}\cdot S'_{x\Delta} = S'_{xx} - \tag{16}$$

$$-\left[S'_{ux} - S'_{\xi x}\left(S'_{\xi\xi}\right)^{-1}S'_{u\xi}\right]\left[S'_{uu} - S'_{\xi u}\left(S'_{\xi\xi}\right)^{-1}S'_{u\xi}\right]^{-1}S'_{uu}\left[S'_{uu} - S'_{\xi u}\left(S'_{\xi\xi}\right)^{-1}S'_{u\xi}\right]^{-1}\left[S'_{xu} - S'_{\xi u}\left(S'_{uu}\right)^{-1}S'_{x\xi}\right]-$$

$$-\left[S'_{ux} - S'_{\xi x}\left(S'_{\xi\xi}\right)^{-1}S'_{u\xi}\right]\left[S'_{uu} - S'_{\xi u}\left(S'_{uu}\right)^{-1}S'_{u\xi}\right]^{-1}S'_{\xi u}\left[S'_{\xi\xi} - S'_{u\xi}\left(S'_{uu}\right)^{-1}S'_{\xi u}\right]^{-1}\left[S'_{u\xi} - S'_{u\xi}\left(S'_{uu}\right)^{-1}S'_{xu}\right]-$$

$$-\left[S'_{\xi u} - S'_{ux}\left(S'_{uu}\right)^{-1}S'_{\xi u}\right]\left[S'_{\xi\xi} - S'_{u\xi}\left(S'_{uu}\right)^{-1}S'_{\xi u}\right]^{-1}S'_{u\xi}\left[S'_{uu} - S'_{\xi u}\left(S'_{\xi\xi}\right)^{-1}S'_{u\xi}\right]^{-1}\left[S'_{xu} - S'_{\xi u}\left(S'_{uu}\right)^{-1}S'_{x\xi}\right]-$$

$$-\left[S'_{\xi u} - S'_{ux}\left(S'_{uu}\right)^{-1}S'_{\xi u}\right]\left[S'_{\xi\xi} - S'_{u\xi}\left(S'_{uu}\right)^{-1}S'_{\xi u}\right]^{-1}S'_{\xi\xi}\left[S'_{\xi\xi} - S'_{u\xi}\left(S'_{uu}\right)^{-1}S'_{\xi u}\right]^{-1}\left[S'_{u\xi} - S'_{u\xi}\left(S'_{uu}\right)^{-1}S'_{xu}\right].$$

Подставив в выражение (16) всю необходимую информацию и выполнив операцию факторизации (по Винеру) результата, сразу же получим матрицу передаточных функций $P^{-1}\Psi$, другими словами, искомую матрицу передаточных функций Ψ формирующего фильтра, а также матрицы взаимных спектральных плотностей $S'_{\Delta x}$ и $S'_{x\Delta}$.

При необходимости, используя выражения (8) можно определить структуру и параметры матриц передаточных функций $P_1^{-1}M_1$, $P_1^{-1}\Xi_1$ и $P_1^{-1}\Psi_1$.

Вывод. Таком образом задача структурной идентификации «возмущенных» моделей динамики стабилизируемого объекта при наличии контролируемых и неконтролируемых стохастических возмущений решена, при допущениях об отсутствии помех измерений и некоррелированности неконтролируемого возмущения с другими сигналами, воздействующими на объект.

Литература

1. *Блохин Л.Н., Бурiченко М.Ю.* Статистична динаміка систем управління. Підручник. для ВНЗ України. – К.:НАУ,2003. – 208 с.

2. *Азарсков В.Н.* Методология оптимальной модификации управления аэрокосмическими имитаторами полета и тренажерами. – К.: КМУГА, 1996. – 229 с.

3. *Володко А.Н.* Основы летной эксплуатации вертолетов. Динамика полета. – М.:Транспорт, 1986. – 263 с.

4. *Блохин Л.Н.* Методология оптимизации регулирования и аттестации на земле бортовых измерительных систем и комплексов воздушных суден.— К.: Изд. Общ. “Знание” УССР, 1989. – 24 с.

5. *Блохін Л.М., Безкоровайний Ю.М., Вовк В.Г.* Алгоритм структурної ідентифікації моделей динаміки багатовимірного об'єкта // Вісник НАУ. – 2004. – №2(20). – С.59-62

УДК 629.3.025.2

О.А. Сущенко, Д.О. Луцко (Національний авіаційний університет, Україна)

ОСОБЛИВОСТІ ПАРАМЕТРИЧНОЇ ОПТИМІЗАЦІЇ БАГАТОРЕЖИМНОЇ ПЛАТФОРМНОЇ СИСТЕМИ СТАБІЛІЗАЦІЇ ТА ВИЗНАЧЕННЯ КУРСУ

Проаналізовано особливості математичного опису системи стабілізації та визначення курсу та запропоновано алгоритм її параметричного синтезу

Постановка проблеми. Створення перспективних платформних систем стабілізації та визначення курсу потребує використання методів аналізу та синтезу, які б дозволяли успішно розробляти системи, однією з особливостей яких є одночасне забезпечення високих точнісних вимог та стійкості до дії збурень. Такі системи доцільно синтезувати на підставі H_2 / H_∞ змішаного підходу, в основу якого покладено критерій оптимізації, який дозволяє одночасно враховувати якість і робастність синтезованої системи. Відомі протиріччя між цими вимогами регулюються використанням вагових коефіцієнтів. Вимоги до стійкості системи під час її синтезу враховуються введенням штрафної функції.

Реалізація процедури синтезу потребує створення математичного опису системи стабілізації, зокрема моделей у просторі станів для проведення процедури синтезу та моделей з урахуванням усіх нелінійностей, притаманних реальним системам, для аналізу отриманих результатів. При цьому можуть бути використані такі потужні інструменти автоматизованого оптимального проектування систем управління як спеціалізовані розширені пакети системи MATLAB, а саме, Control System Toolbox та Simulink. Необхідність урахування дії збурень потребує створення розширених моделей, до складу яких входять формувальні фільтри, які забезпечують моделювання специфічних для об'єкта збурень за рахунок подачі на їхні входи випадкових сигналів типу «білий шум».

У складі багаторежимної платформної системи стабілізації та визначення курсу можна виділити режими, в процесі управління якими за основні навігаційні вимірювачі приймають акселерометри, та режими, для яких основними вимірювачами є гіроскопічні прилади з коригуванням від акселерометрів. В процесі створення систем досліджуваного класу значне місце займає дослідження контурів управління та оптимізація відповідних законів. Розв'язання цієї проблеми потребує параметричної оптимізації, оскільки за умови значних обсягів апріорної інформації про випробування та експлуатацію таких систем структура законів управління уявляється цілком визначеною. У свою чергу, у цій проблемі можна виділити дві важливі особливості, а саме – необхідність імітації довготривалих процесів з огляду на використання незбуреної інерціальної вертикалі та необхідність формування складних законів управління, спроможних забезпечити очікувані точнісні характеристики. Ці особливості мають вирішальне значення для дослідження контурів управління системи стабілізації та визначення курсу з гіроскопічними пристроями. При цьому необхідно максимально спрощувати моделі системи у різних режимах та виконувати їх лінеаризацію, але при цьому мають повною мірою враховуватись усі складові законів управління.

Аналіз останніх досліджень та публікацій. Основні положення синтезу робастних систем представлені у праці [1]. Основні характеристики та порівняльний аналіз підходів до створення робастних систем стабілізації надано у праці [2]. Алгоритми та обчислювальні процедури параметричного та структурно-параметричного оптимального синтезу робастних систем управління літальними апаратами широкого класу на підставі змішаного H_2 / H_∞ підходу, який одночасно враховує вимоги до якості та робастності синтезованої системи, детально описані у працях [3, 4]. Розроблення відповідних процедур для багаторежимних платформних систем стабілізації та визначення курсу морського призначення залишається актуальною проблемою. Підходи до завдання зовнішніх збурень, які необхідно використовувати для організації процедури синтезу стохастичної системи стабілізації та визначення курсу морського призначення, представлені у працях [5, 6]. Особливості параметричної оптимізації

системи стабілізації та визначення курсу на прикладі режиму попереднього горизонтування досліджено у праці [7].

Математичний опис багаторежимної платформної системи стабілізації та визначення курсу. До основних режимів платформної системи стабілізації та визначення курсу відносяться режим попереднього горизонтування, точного горизонтування, режим гіроскопічного компаса та режим приведення до меридіану. Щодо останнього режиму, слід зазначити, що існують різні способи приведення системи до меридіану. До найбільш поширених відносяться компасування [8] та розворот на деякий розрахунковий, заздалегідь визначений кут. Перший спосіб є універсальним, оскільки не потребує визначення кута розвороту та додаткового апаратного та програмного забезпечення.

Математична модель системи визначення курсу в режимі попереднього горизонтування складається на підставі рівнянь динаміки та кінематики платформи та управління за допомогою акселерометрів. Математична модель системи визначення курсу в режимі точного горизонтування може бути складена на підставі рівнянь, що описують кутовий рух гіроскопу, який виконує функції гіровертикалі, з урахуванням управління за азимутом. Математична модель системи в режимі гіроскопічного компаса має базуватись на підставі рівнянь, що описують кутовий рух гіроскопа, який виконує функції вимірювача курсу. Математична модель в режимі приведення до меридіану відрізняється від режиму гіроскопічного компаса кінематичними співвідношеннями, які враховують можливість розвороту на довільний кут в азимуті [9].

З урахуванням вищезгаданого математична модель системи визначення курсу в режимі попереднього горизонтування набуває вигляду [9]:

$$\dot{\omega}_{x\text{п}} = [-(J_z - J_y)\omega_{y\text{п}}\omega_{z\text{п}} - f_x\omega_{x\text{п}} - M_\text{o}\,\text{sign}\omega_0 - k_1\delta_1 - k_4(-\delta_1 + k_3\beta)/T]/J_x;$$

$$\dot{\omega}_{y\text{п}} = [-(J_x - J_z)\omega_{x\text{п}}\omega_{z\text{п}} - f_y\omega_y - M_\text{o}\,\text{sign}\omega_0 - k_2\delta_1 - k_4(-\delta_2 + k_3\alpha)/T]/J_y;$$

$$\dot{\omega}_{z\text{п}} = [-(J_y - J_x)\omega_{x\text{п}}\omega_{y\text{п}} - f_y\omega_{z\text{п}} + k_5\dot{\gamma}]/J_z;$$

$$\dot{\alpha} = (\omega_{x\text{п}}\sin\gamma + \omega_{y\text{п}}\cos\gamma)/\cos\beta;$$

$$\dot{\beta} = \omega_{x\text{п}}\cos\gamma - \omega_{y\text{п}}\sin\gamma;$$

$$\dot{\gamma} = \omega_{z\text{п}} + \text{tg}\beta(\omega_{x\text{п}}\sin\gamma + \omega_{y\text{п}}\cos\gamma);$$

$$\dot{\delta}_1 = (-\delta_1 + k_3\beta)/T;$$

$$\dot{\delta}_2 = (-\delta_2 + k_3\alpha)/T,$$

де J_x, J_y, J_z – осьові моменти інерції платформи; f_x, f_y, f_z – коефіцієнти в'язкості; M_o – момент опору стабілізуючих двигунів; ω_0 – зовнішня кутова швидкість, що діє на платформу; k_1, k_2, k_3, k_4, k_5 – коефіцієнти передачі; δ_1, δ_2 – вихідні сигнали акселерометрів; T – стала часу акселерометрів.

Модель системи в режимі точного горизонтування за умови знехтування похибками, зумовленими відходами гіроскопічних пристроїв, є такою [10]:

$$H\omega_{x\text{п}} = -M^{\text{г}}_{\text{кор}\,y1} - M^{\text{г}}_{\text{кор}\,y2} - M^{\text{г}}_{\text{кор}\,y3};\quad H\omega_{y\text{п}} = M^{\text{г}}_{\text{кор}\,x1} + M^{\text{г}}_{\text{кор}\,x2} + M^{\text{г}}_{\text{кор}\,x3};\; H\omega_{z\text{п}} = -M^{\text{А}}_{\text{кор x1}},$$

де H – кінетичний момент гіроскопічного пристрою, у правих частинах виразів представлені коригувальні моменти. $M^{\text{г}}_{\text{кор y1}}$, $M^{\text{г}}_{\text{кор}\,x1}$ - момент інтегральної корекції за сигналами акселерометрів, $M^{\text{г}}_{\text{кор}\,x2}$; $M^{\text{г}}_{\text{кор}\,y2}$ - коригувальні моменти за інформацією від лага $M^{\text{г}}_{\text{кор}\,x3}$; $M^{\text{г}}_{\text{кор}\,y3}$ - момент, що забезпечує поліпшення динаміки процесу за рахунок регулювання періоду вільних коливань, управління азимутальним каналом в режимі точного горизонтування здійснюється за допомогою коригувального моменту $M^{\text{А}}_{\text{кор x1}}$.

Модель системи в режимі гіроскопічного може бути представлена у такому вигляді [9]:

$$H_1\omega_{x\text{п}} = -M^{\text{А}}_{\text{кор x1}};\; H_1\omega_{y\text{п}} = M^{\text{г}}_{\text{кор}\,x1} + M^{\text{г}}_{\text{кор}\,x2} + M^{\text{г}}_{\text{кор}\,x3} + H\Delta\omega_y;$$

$$H_1\omega_{x\text{п}} = M^{\text{г}}_{\text{кор}\,y1} + M^{\text{г}}_{\text{кор}\,y2} + M^{\text{г}}_{\text{кор}\,y3} + M^{\text{г}}_{\text{кор}\,y4} + H\Delta\omega_x.$$

У режимі гіроскопічного компасу управління здійснюється за допомогою інтегральної корекції, коригування за інформацією від лага і регулювання періоду вільних коливань. Моменти коригування збігаються з моментами, що використовуються для режиму точного горизонтування з урахуванням поправок на обертання Землі $M^{\Gamma}_{\text{кор } y4}$, $M^{\text{А}}_{\text{кор } x1}$.

Щодо особливостей управління в режимі компасування, то найкращі пропозиції з цього приводу, що й досі не втратили своєї актуальності, наведені в праці [8]. Але в цій праці відхилення об'єкту в площині горизонту вважаються малими. Математична модель системи стабілізації та визначення курсу в режимі компасування в основному відповідає моделі системи у режимі гіроскопічного компасу. Різниця зумовлена відмінностями у кінематичних співвідношеннях та у виразах визначення кутової швидкості платформи, в яких враховується можливість довільного розвороту в азимуті. Моменти управління системою в цьому режимі відповідають традиційним підходам до управління коректованим гірокомпасом.

Модель системи у режимі компасування характеризується такими особливостями [12]:

1) кінематика моделі визначається кінематикою основного приладу режиму, тобто гіроскопічного вимірювача курсу;

2) моменти управління відповідають традиційній схемі коректованого гірокомпаса.

В управлінні системою в режимі компасування приймають участь такі моменти;

1) момент, що компенсує удаваний відхід платформи від площини меридіана, що виникає унаслідок відхилення платформи на довільний кут в азимутальній площині;

2) момент, що забезпечує демпфірування коливань платформи, для формування якого використовується послаблений сигнал гіроскопічного вимірювача курсу;

3) момент корекції, пропорційний швидкості географічної системи координат ω_{ξ}, що діє щодо зовнішнього кільця гіроскопічного пристрою;

4) момент корекції, пропорційний швидкості географічної системи координат ω_{ζ}, що діє щодо внутрішнього кільця гіроскопічного пристрою;

5) момент інтегральної корекції, що забезпечує інваріантість системи до дії зовнішніх прискорень.

Отже, математична модель системи стабілізації та визначення курсу в режимі компасування набуває вигляду:

$$H_1\omega_{x\text{п}} = M^{\text{А}}_{\text{кор } z1} + M^{\text{А}}_{\text{кор } z2} + M^{\text{А}}_{\text{кор } z3} + H\Delta\omega_x; \quad H_1\omega_{y\text{п}} = M^{\text{А}}_{\text{кор y1}} + M^{\text{А}}_{\text{кор y2}} + H\Delta\omega_y;$$

$$H_1\omega_{z\text{п}} = M^{\text{А}}_{\text{кор x1}} + M^{\text{А}}_{\text{кор x2}} + M^{\text{А}}_{\text{кор x3}} + H\Delta\omega_z;$$

де $M^{\text{А}}_{\text{кор } z1}$, $M^{\text{А}}_{\text{кор } y1}$, $M^{\text{А}}_{\text{кор } x1}$ - моменти коригування від акселерометрів; $M^{\text{А}}_{\text{кор } z2}$, $M^{\text{А}}_{\text{кор x2}}$ - моменти, що враховують дію кутової швидкості Землі; $M^{\text{А}}_{\text{кор } z3}$, $M^{\text{А}}_{\text{кор } y1}$ - моменти інтегральної корекції.

Особливості параметричної оптимізації системи стабілізації та визначення курсу

Для створення процедури параметричної оптимізації системи необхідно враховувати її особливості. Досліджувана система є астатичною. Отже, для виконання параметричної оптимізації необхідно виконувати мінімальну реалізацію системи. Аналіз системної матриці моделі системи стабілізації та визначення курсу показує, що її елементи розрізняються між собою приблизно на три порядки. З огляду на це вважається доцільним проведення збалансованої реалізації моделі.

Процедура параметричної оптимізації для різних режимів системи стабілізації та визначення курсу складається з таких основних етапів.

1. Створення повної нелінійної моделі режиму попереднього горизонтування.

2. Створення повної нелінійної моделі режиму точного горизонтування.

3. Створення повної нелінійної моделі режиму гіроскопічного компаса.

4. Створення повної нелінійної моделі режиму приведення до меридіану, а саме компасування.

5. Складання математичного опису у просторі станів з отриманням передавальних функцій розімкненого та замкненого контурів.

6. Визначення передавальної функції формувального фільтру на підставі виразів для спектральної щільності ординат морського хвилювання заданої інтенсивності.

7. Отримання розширених моделей у просторі станів із включенням формувальних фільтрів.

8. Виконання мінімальної реалізації моделі.

9. Масштабування моделі на підставі алгоритму збалансованої реалізації.

10. Завдання початкових значень та виконання алгоритму оптимізації Нелдера-Міда, з циклічним виконанням таких кроків:

– обчислення H_2 та H_∞ норм для синтезованої системи;

– обчислення полюсів, аналіз їх розташування на площині комплексної змінної та визначення відповідної штрафної функції;

– обчислення комплексного показника якості із урахуванням штрафної функції.

11. Виконання аналізу синтезованої системи, включаючи такі кроки:

– обчислення H_2, H_∞-норм та побудування логарифмічних амплітудно-частотних характеристик системи із визначенням запасів стійкості;

– аналіз показників перехідного процесу із використанням моделі режиму із урахуванням усіх притаманних йому нелінійностей.

12. Висновок про завершення процедури параметричної оптимізації або її продовження із новими початковими умовами або новими ваговими коефіцієнтами комплексного показника якості.

Висновки. Складено математичний опис системи стабілізації та визначення курсу. Проаналізовано особливості процедури параметричної оптимізації та визначено підхід до організації процедури параметричного синтезу стохастичної системи досліджуваного типу. Запропоновано алгоритм параметричної оптимізації багаторежимної платформної системи стабілізації та визначення курсу. Виконано моделювання системи у різних режимах.

Список літератури

1. *Квакернаак Х., Сиван Р.* Линейные оптимальные системы управления. – М.: Мир, 1977. – 464 с.

2. *Егупов И.П.* Методы робастного, нейро-нечеткого и адаптивного управления. – М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2002. – 744 с.

3. *A.A.Tunik, R-Hyu, I.K.Ahn, C.H.Lim.* Parametric Optimization Procedure for Robust Flight Control System Design. Proceedings of the KSAS Fall Annual Meeting 2000, KSAS Publication, Daejeon, Korea. – P. 293 – 300.

4. *Tunik Anatol A., Hyeok Ryu, Hae-Chang Lee.* Parametric Optimization Procedure for Robust Flight Control System Design // KSAS International Journal. – Vol. 2, № 2. –November, 2001. – P. 95 – 107.

5. *Гударян А.Ю.* Автоматизированные системы управления суден. – М.: Наука, 1975. – 232 с.

6. *Петров Ю.П.* Оптимизация управляемых систем, испытывающих воздействие ветра морского волнения. – Л.: Судостроение, 1973. – 214 с.

7.*Сущенко О.А.* Робастна параметрична оптимізація системи стабілізації та визначення курсу. – Електроніка та системи управління. – 2009. – С.108–115.

8. *Одинцов А.А.* Теория и расчет гироскопических приборов.– К.: Вища шк., 1985. – 392 с.

9. *Сущенко О.А.* Особливості моделювання контурів управління системи визначення курсу. Вісник НАУ. – 2006. – №4. – С.55–59.

10. *Сущенко О.А.* Математична модель системи визначення курсу в режимі попереднього горизонтування. Вісник НАУ. – 2005. – №3. – С. 22–25

11. *Сущенко О.А.* Особливості управління системою визначення курсу в режимі точного приведення до горизонту. Вісник НАУ.– 2004 .– №4.– С. 29-32

12. *Сущенко О.А.* Модель системи визначення курсу в режимі автономного приведення до площини меридіана. Електроніка та системи управління. – 2007. – №1(11). – С.206–211

УДК 62.505

П.П. Троянов, к.т.н (НАУ, Україна), Д.В. Замковий, аспірант (НАУ, Україна)

МЕТОДИКА ВИЗНАЧЕННЯ ДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ОПЕРАТОРА ЗА НАЯВНОСТІ СТОХАСТИЧНИХ ЗБУРЕНЬ РОБОЧОГО МІСЦЯ, БЛИЗЬКИХ ДО НАТУРНИХ

Розроблена методика враховує два різні типи стохастичних збурень у вигляді білого шуму, що діє на математичну модель літального апарата та збурень рухомої основи робочого місця оператора, дозволяє визначити структуру математичної моделі оператора та його динамічні характеристики.

Постановка задачі експериментального дослідження. В наш час, у зв'язку з широким впровадженням систем «людина-машина» дуже гостро стоїть проблема підвищення ефективності професійної підготовки операторів і вона стає з кожним роком все більш важливою. Оператор приймає, як правило, найбільш складні й відповідальні рішення по управлінню об'єктом, причому від правильності його дій, уміння вчасно знайти і реалізувати вірне рішення залежить не тільки виконання задач, покладених на керований технічний об'єкт, але в ряді випадків цілісність самого об'єкта і безпека людей. Таким чином, для ефективного управління різноманітними технічними системами, однією з ланок яких є людина-оператор, найбільш важливим є розробка методики кількісної оцінки динамічних властивостей людини при виконанні її професійної діяльності, їх атестація, а також визначення показників для оцінки характеристик кандидатів в оператори і складання бази даних на майбутнє з метою ранжування кандидатів в оператори.

До теперішнього часу розроблено багато різних моделей людини-оператора, що описують різні властивості людини при роботі в системі управління, різні канали сприйняття інформації. У більшості з цих робіт неврахований той факт, що оператора працює, переважно зі стохастичними сигналами, лише у найновіших роботах досліджується оператор за наявності стохастичних сигналів на його вході.

Але, незважаючи на велику кількість робіт в цьому напрямку, все ще неврахованим залишився той факт, що оператор в процесі професійної діяльності, як правило, піддається впливу стохастичного руху транспортного засобу (зокрема, вібраціям). Тому з метою дослідження впливу на динамічні характеристики людини-оператора даних факторів нами був поставлений експеримент з використанням експериментального обладнання, що включало:

1. Стенд-імітатор стохастичних кутових просторових коливань рухомого об'єкту(далі – стенд-імітатор), рухома платформа якого має три ступені свободи тобто, може повертатися за трьома осями (за кутами тангажу, крену та рискання), в тож же час, платформа є рухомою основою робочого місця операторa
2. IBM-PC сумісний персональний комп'ютер з процесором Intel i80386(далі – ЕОМ-1) зі встановленою платою аналогово-цифрових перетворювачів(АЦП) L-Card L-164 і платою цифро-аналогових перетворювачів(ЦАП) L-Card L-1604. Цей комп'ютер використовується для керування стендом-імітатором.
3. IBM-PC сумісний персональний комп'ютер з процесором Intel Core 2 Duo (далі – ЕОМ-2). Цей комп'ютер використовується для подачі вхідної та знімання вихідної інформації через «зоровий канал» оператора.

Схема проведення експериментального дослідження представлена на рис. 1.:

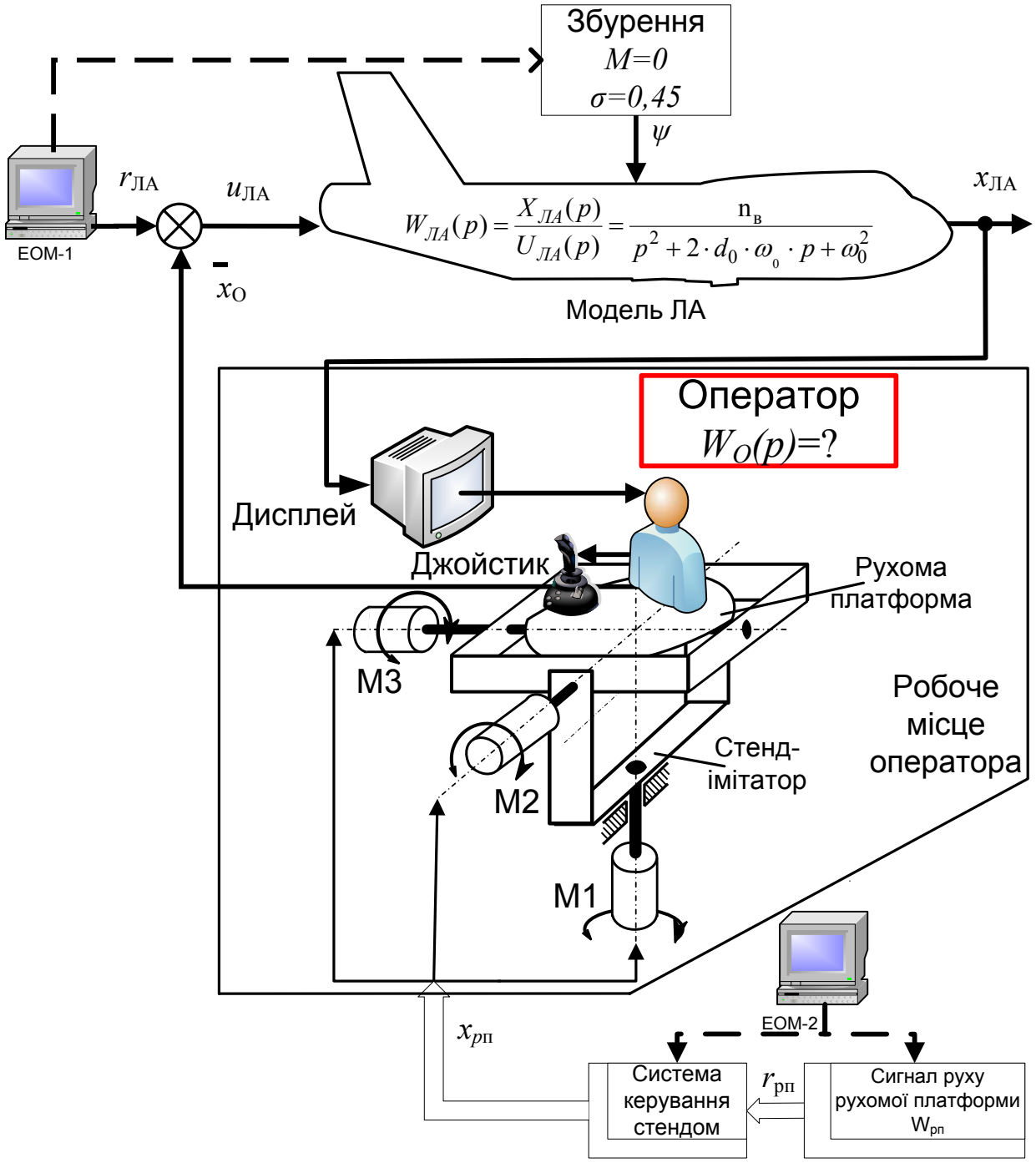


Рис. 1 Схема проведення експерименту:

$W_{ЛА}$ – модель літального апарату, система управління стендом-імітатором, рухома основа, W_O – оператор, $r_{ЛА}$ – заданий детермінований програмний сигнал руху ЛА, $u_{ЛА} = \varepsilon$ – сигнал розузгодження між програмним і поточним рухом моделі, ψ – білий шум, що діє на ЛА, $x_{ЛА}$ – вихідний сигнал ЛА, x_O – вихідний сигнал оператора, $r_{рп}$ – стохастичний програмний сигнал руху рухомої платформи стенду-імітатора, $x_{рп}$ – вихідний сигнал коливань основи стенду-імітатора

Як модель ЛА прийнята передавальна функція, що є спрощеною моделю подовжнього каналу ЛА важкого, середнього, і легкого типів. Для всіх трьох типів ЛА [1] ця модель може бути представлена передавальною функцією наступного вигляду:

$$W_{ЛА} = \frac{n_в}{p^2 + 2 \cdot d_0 \cdot \omega_0 \cdot p + \omega_0^2}, \qquad (1)$$

де $p = 2 \cdot \pi \cdot f \cdot j$, f - частота; $2 \cdot d_0 \cdot \omega_0 = n_0 + n_{22} + n_{33}$; $\omega_0^2 = n_{32} + n_{22} \cdot n_{33}$; а $n_в, n_0, n_{22}, n_{33}, n_{32}$ - коефіцієнти, залежні від типу літака і висоти його польоту, значення цих коефіцієнтів наведені у табл 1.

Таблиця 1. Значення коефіцієнтів передавальної функції ЛА

Тип літака	Висота польоту (км)	$n_в$	n_0	n_{22}	n_{33}	n_{32}
Легкий	1,1	49	0,4	2,4	2,45	38
Середній	4	24,5	0,6	2,66	1,7	10,6
Важкий	8	28	1,17	2,5	3	4,2

Моделлю збурень ψ був білий шум з наступними параметрами: закон розподілу – нормальний, математичне очікування =0, дисперсія =0,45.

Як модель руху рухомої платформи прийнята модель динаміки описана в [2].

Робоче місце оператора складається з:

1. Крісла з ременями для фіксації оператора.
2. Джойстика, жорстко закріпленого на рівні ліктів оператора.
3. Рухомої основи робочого місця – платформи, на якій закріплено крісло і джойстик.
4. Дисплея, на який виводяться сигнали програмного і поточного руху ЛА.

Джойстиком є стандартний комп'ютерний джойстик моделі Logitech Wingman Attack (безінерційна ланка).

Методика проведення експерименту

Блок-схема експерименту наведена на рис 2.

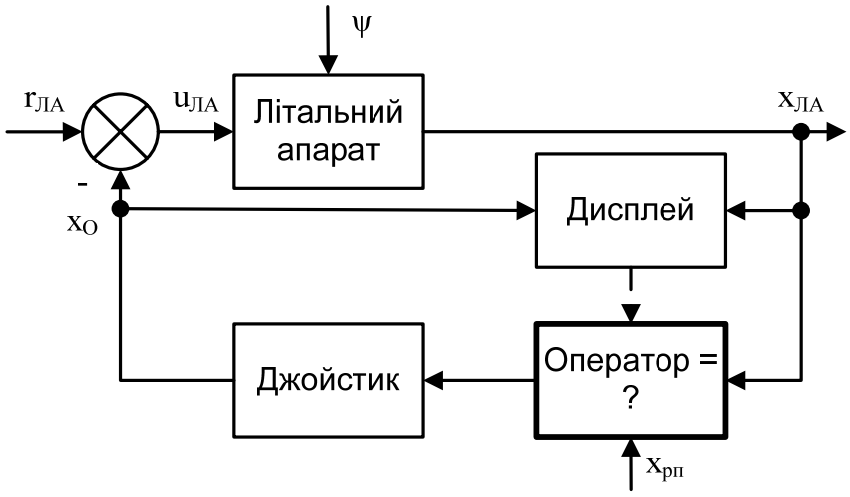


Рис 2. Блок-схема експерименту

Експеримент включав по дві серії. У першій серії збурюючий вплив на оператора($x_{рп}$) – стохастичні рухи основи, на якій розташовано робоче місце оператора, відсутній.

В ході експерименту операторові на моніторі ЕОМ-1 пред'являвся сигнал $x_{ЛА}$, який є відхиленням ЛА від заданої висоти польоту. Завдання оператора – використовуючи ручку управління ЛА, мінімізувати дане відхилення тобто звести *e* до мінімуму. Операторові на дисплей видавався також сигнал x_O. Сигнали $x_{ЛА}$, x_O записувалися системою збору даних(ЕОМ-2). Перша серія повторювалася три рази.

Потім проводилася друга серія, в якій на оператора подавався збурюючий вплив $x_{рп}$. Аналогічно записувалися сигнали $x_{ЛА}$, x_O, а також $x_{рп}$, серія повторювалася три рази. Тривалість одного експерименту в серії для легкого літака дорівнює 15 хвилин. Для важкого літака серія дорівнює 30 хвилин.

В ході експерименту на оператора можливо подавати також і інші вхідні впливи, наприклад синусоїдальні, імпульсні, ступінчасті. Дані вхідні сигнали дозволять оцінити чистий час запізнювання оператора в різних умовах.

Обробка експериментальних даних

Експериментальні дані оброблялися за методикою, аналогічній викладеній в [3].

При обробці даних було враховано те, що хоча людина, як складна самоналагоджувальна система, має довільну динаміку, вона, при проведенні пілотом одноманітних дій в конкретному напівавтоматичному режимі управління, може бути описана[4,5], наприклад, апаратом передавальних функцій і супутнім шумом (ремнантою).

Після обробки отриманих експериментальних даних можливо вивести структуру математичної моделі та передавальну функцію оператора. Для цього, використано відомий[6] алгоритм структурної ідентифікації. При обробці серії даних з нерухомою основою зроблено припущення, що ремнанта оператора рівна нулю, це дає нам можливість вивести передавальну функцію «чистого» відпрацювання оператором програмного сигналу. Назвемо її W_{O1}. Потім виведемо передавальну функцію для того ж оператора в умовах, коли на нього діє збурення - W_{O2}. Після цього буде можливо отримати так звану «чисту» ремнанту оператора, віднявши W_{O1} від W_{O2}.

Висновки

Проаналізувавши отримані передавальні функції, можна буде зробити узагальнення, щодо придатності даних операторів до професійної діяльності. Надалі, дана методика дозволить проводити відбір відповідних кандидатів в операторів.

Список літератури:

1. *Боднер В. А., Закиров Р. А., Смирнова И. И.* Авиационные тренажеры. М.: Машиностроение, 1978. – 192 с.

2. *Блохін Л.М., Ермолаева О.В., Кривоносенко О.П., Юрченко О.М.* "Особенности имитации трехстепенной “качки” корабля и ее модели динамики" Проблеми інформатизації та управління. Зб. наук. праць. Вип. 11. К: НАУ, 2004.–с.75-78

3. *Троянов П.П., Замковий Д.В.* "Питомий час акомодації ока в характеристиках зорового каналу пілота під час штатного польоту на симуляторі" Електроніка та системи управління. – К: НАУ, 2008. – № 1 (15). – С. 73-77

4. *Петрова Ю.В.* Методологія початкового відбору операторів шляхом знімання візуальної стохастичної інформації (за моделями динаміки "зорового каналу" та критеріальними параметрами людини при її роботі на статист...) – Автореферат дисертації на здобуття наукового ступеня кандидата технічних наук: 05.07.14 – К.: НАУ, 2006, – 20 С.

5. Современная теория систем управления / Под. ред. *К.Т. Леондеса* – М.: Мир – 1970. – 511с.

6. *Блохин Л.Н.* Оптимальные системы стабилизации. – К.: Техніка, 1982. – 144 с.

УДК 629.782

Ya.V. Kondrashov, Ph.D.
(Government scientific production enterprise «Avia-radio servis», Ukraine)
A.K. Arutyunyan, I.O. Kravchyshyn
(National Aviation University, Ukraine)

THE METHOD OF PREDICTION OF UNMANNED AERIAL VEHICLE MOTION PARAMETERS

The controlled descent (drive) from a trajectory of a flight to the specified area of earth (water) surface of unmanned gliding aerial vehicle (UGAV) is considered. It is shown, that to increase an accuracy of UGAV guidance at the final part of the descent a non-autonomous control of it is reasonable, which uses information about relative position of the vehicle and a point of landing at their relative motion.

Introduction

Controlled descent (flight) to the specified area of earth surface (circumterrestrial space) of unmanned gliding aerial vehicle (UAV) with a large lift-drag ratio (K>1) is considered. Such vehicles by means of aerodynamic maneuver in the atmosphere can significantly change their descent (flight) trajectory.

The problem of the control is guidance of the vehicle to the point with specified geographical coordinates in presence of random disturbances acting on the UAV during the descent (flight). That's why the most reasonable is termination control of UAV, based on prediction of coordinates of a point of landing (flight).

Because of this reason on sizeable part of the starting trajectory the control of UAV is autonomous. Prediction is realized by integration of system of differential equations of motion with initial conditions, determined by autonomous navigation system. Accumulated, as a result of control synthesis during landing (flight), navigation errors lead to appearance of not excluded by control system dispersion of landing (flight) points.

Nowadays designed methods of forming of non-autonomous control are based on principle of tracking of a priori given nominal programs of relative motion of aircraft and destination point parameters change [3].Concerning the task of landing these methods, particularly the method of proportional approach, even with nominal conditions of motion, doesn't provide necessary accuracy of guiding because of necessary overload exceeding of G tolerance in neighborhood landing spot and breach of convergence of control correction processes [4].

To increase accuracy of UAV guidance at the final part of landing (flight) non-autonomous control is reasonable, using information about relative position and motion of aircraft and destination point. At this paper the method of synthesis of non-autonomous termination dual-channel control of UAV $\mathrm{U} = \mathrm{f}(\gamma_a, \mathrm{K})$ by dynamic roll angle $\gamma_a(t)$ and aerodynamic characteristic $\mathrm{K}(t)$ under guidance to omnidirectional beacon situated in defined point of space.

Problem definition

Formations of the non-autonomous control, which are designed nowadays, are based on the principle of tracking of a priory set nominal programs of parameters variation of the relative motion of the vehicle and objective [3].

Concerning the problem of descent given methods, particularly the method of proportional approach, even at nominal conditions of a motion do not provide required accuracy of the guidance because of excess of the permissible g-forces by necessary ones at the neighborhood of the landing point and violation of convergence of the control processes [4].

To provide guidance of the vehicle with sufficiently high accuracy method of non-autonomous multistep adaptive termination control in a zone of close-range guidance, starting at the moment of grabbing of beacon signal by radio equipment of the vehicle [5].

At the moment of grabbing on a board of UAV inertial coordinate system $0x_{и}y_{и}z_{и}$ is formed, an origin of the system matches with center of inertia of the vehicle, axis $0y_{и}$ is directed by radius-vector $\vec{\mathbf{r}}$, and vertical plane $0x_{и}z_{и}$ is superposed with radio beacon at a landing point $C(\varphi_{с},\lambda_{с})$ with geographic latitude $\varphi_{с}$ and longitude $\lambda_{с}$.

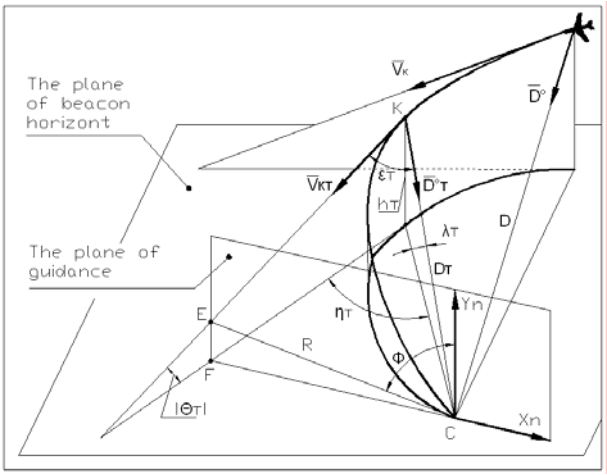


Fig.1 Scheme of descent of UAV

Direction vector sight line $\vec{\mathrm{D}}^{0}(t)$ and pointing direction distance to it $\mathrm{D}(t)$ are external information. Internal information is a vector of current phase coordinates of the vehicle

$$\mathbf{x}^{\mathrm{н}} = (V_{\mathrm{к}}^{\mathrm{н}},\theta^{\mathrm{н}},\psi^{\mathrm{н}},h^{\mathrm{н}},\varphi_{\mathrm{ц}}^{\mathrm{н}},\lambda^{\mathrm{н}})$$

which is determined in autonomous regime by navigation system and includes earth speed $V_{\mathrm{к}}^{\mathrm{н}}$, slope angle of trajectory $\theta^{\mathrm{н}}$, track angle $\varphi^{\mathrm{н}}$, altitude $h^{\mathrm{н}}$, geocentric altitude $\varphi_{\mathrm{ц}}^{\mathrm{н}}$ and latitude $\lambda^{\mathrm{н}}$ (see fig. 1).

For realization of multistep synthesis the initial length of guidance $T_0 = t_{\mathrm{к}0} - t_0$ from moment of beacon gripping t_0 to predicting moment $t_{\mathrm{к}0}$ of reaching by vehicle the guidance sphere of radius $r_{\mathrm{с}} = R_0 + h_{\mathrm{к}}$ on the surface, which is located at a height $h_{\mathrm{к}}$ above ground level with radius R_0 the beacon is located, is divided on N_0 intervals

$$\Delta T_{\nu} = t_{\nu} - t_{\nu-1}, \qquad \nu = \overline{2, N_1+1}, \qquad t_{\mathrm{N}1} = t_{\mathrm{к}1}, \qquad T_0 = \sum_{\nu=1}^{N_0} \Delta T_{\nu}$$

In the end of the interval ΔT_1, analyzing the predicted time $t_{\mathrm{к}j}$ of guidance sphere reaching, the descent duration $T_1 = t_{\mathrm{к}1} - t_1$ is divided on N_1 intervals

$$\Delta T_{\nu} = t_{\nu} - t_{\nu-1}, \qquad \nu = \overline{1, N_0}, \qquad t_{\mathrm{N}0} = t_{\mathrm{к}0}, \qquad T_1 = \sum_{\nu=2}^{N_1+1} \Delta T_{\nu}$$

Thus for each current moment of correction t_j the rest predicted duration of descent $T_j = t_{\mathrm{к}j} - t_j$ divided on N_j intervals

$$\Delta T_{\nu} = t_{\nu} - t_{\nu-1}, \qquad \nu = \overline{j+1, N_j+j}, \qquad t_{\mathrm{N}j} = t_{\mathrm{к}j}, \qquad T_j = \sum_{\nu=j+1}^{N_j+j} \Delta T_{\nu}$$

In the end of each interval the correction of control program is done and in the rest interval $t \in [t_j, t_{kj}]$ a descent is performed with help of command program

$$\mathrm{u}_{\mathrm{ком}}^{(j)}(t \ge t_j) = (\gamma_{a\mathrm{ком}}^{(j)}(t \ge t_j), \mathrm{K}^{(j)}(t \ge t_j)).$$

The aim of control on each step ΔT_j, $j = 1,2,\ldots$ is forming of trajectory, going through the point of landing C in predicted moment of time of descent t_{kj} to the surface of the sphere. In case of two-parametric control deviation of predicted final position of the vehicle from the required one is recorded on plane of guidance by two coordinates – distance R and angle Φ (see fig.), which define the position cross point of a vector of velocity of the vehicle $\vec{\mathrm{V}}_{kt} = \vec{\mathrm{V}}_{k}(t_{kj})$ with this plane. The plane of guidance is perpendicular to both the plane of the horizon of a beacon and projection of a vector of velocity of the vehicle on this plane at the final moment of a descent. In the guidance plane an orthogonal system of coordinates $Cx_{\mathrm{п}}y_{\mathrm{п}}z_{\mathrm{п}}$ is built, axes $Cy_{\mathrm{п}}$ of which is directed by radius-vector of a point C.

The task of control synthesis is formed by the following way. For each discrete moment of time t_j, $j = 1,2,\ldots$ is needed to determine the optimal command control

$$\mathrm{u}_{\text{ком}}^{(j)}(t \ge t_j) = (\gamma_{a\text{ком}}^{(j)}(t \ge t_j), \mathrm{K}^{(j)}(t \ge t_j)) \quad (1)$$

For whole rest interval of descent $t \in [t_j, t_{kj}]$, minimizing a predicted length R at the final moment of time of descent on a destination sphere

$$\mathrm{u}_{\text{ком}}^{(j)}(\gamma_{a\text{ком}}^{(j)}, \mathrm{K}_{\text{ком}}^{(j)}) = \arg\min_{u} \mathrm{R}(y(t_{kj}), u). \quad (2)$$

In the result of multistep correction the command program of control is formed in a form of sequence of intermediate programs

$$\mathrm{u}_{\text{ком}}(t \ge t_0) = (\mathrm{u}_{\text{ком}}^{(0)}, \mathrm{u}_{\text{ком}}^{(1)} \mathrm{u}_{\text{ком}}^{(2)}, \ldots, \mathrm{u}_{\text{ком}}^{(j)}, \ldots) \quad (3)$$

Here $\mathrm{u}_{\text{ком}}^{(0)}(t \ge t_0) = (\gamma_a^{(0)}(t \ge t_0), \mathrm{K}^{(0)}(t \ge t_0))$ is a command program, formed in the end of the zone of autonomous control.

The method of prediction of parameters of motion of the UAV

The vector of phase coordinates of the UAV $y = (V_{KT}, h_T, \Theta_T, D_T, \varepsilon_T, \eta_T, \alpha_T)$, components of which are defined at the predicted final instant of time t_{kj}

$$y(t_{kj}) = (V_k(t_{kj}), h(t_{kj}), \Theta(t_{kj}), D(t_{kj}), \varepsilon(t_{kj}), \eta(t_{kj}), \alpha(t_{kj})),$$

includes predicted value of terrestrial velocity of the vehicle V_{kT}, height h_T, angle of the trajectory slope Θ_T, distance to the beacon in the line of sight D_T, an angle of sight ε_T, a relative course angle η_T, an angle of slope of the line of sight α_T.

The angle of sight ε_T presents an angle between the velocity vector $\vec{V}_{KT}$ and the direction of the line of sight $\vec{D}^0{}_T$. The relative *course angle* η_T is defined in the horizontal plane of the beacon between projections on it of the vectors $\vec{V}_{KT}$ and $\vec{D}^0{}_T$. *The angle* α_T is an angle between n the line of sight and the horizontal plane of the beacon.

The parameters of motion $V_{KT}, h_T, \Theta_T, D_T$ may be defined as a results of integration of respective equations of motion. However for the synthesis of the control reiterative numerical integration of the system of equations of the 4th order with non-linear right-hand side is necessary, at a rather high frequency of corrections it requires considerable performance of an airborne computer. At the time the multistep procedure of the synthesis of control enables to decrease the requirements to the accuracy of the prediction of termination values of the parameters, because received error of the control will be corrected at the following stages. That's why it is reasonable to pass to finite-difference form of the differential equations of the descent. For this reason the predicted duration $T_j = t_{\text{кj}} - t_j$ is divided on G intervals of the constant value $\Delta\tau_i = \Delta\tau = \tau_i - \tau_{i-1} = const$, $i = \overline{1,G}$, $\tau_i = \tau_{i-1} + \Delta\tau$, $\tau_0 = 0$, $\tau_G = T_j$, $T_j = \Delta\tau \cdot G$.

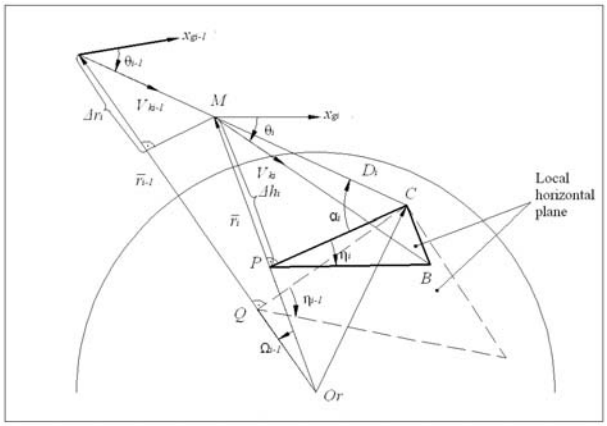


Fig. 2 Discrete values of the parameters of the motion

The height h_i, *the value of radius-vector* r_i and *the distance* D_i are determined on the basis of discretization of the motion (Fig. 2)

$$h_i = h_{i-1} + V_{ki-1} \sin\Theta_{i-1} \cdot \Delta\tau,$$
$$r_i = r_{i-1} + V_{ki-1} \sin\Theta_{i-1} \cdot \Delta\tau$$
$$D_i = D_{i-1} - V_{ki-1} \cos\varepsilon_{i-1} \cdot \Delta\tau.$$

The angle α_i is found form the Fig. 2. A local horizontal plane is orthogonal to the radius-vector $\vec{r}_i$ and passes through the *C*, intersects a vertical plane, passing through the radius-vector $\vec{r}_i$ and the point *C*, by the straight line *PC*. From the triangles *CPM* and CPO_r difference of level

Δh_i is defined at known value of the radius-vector of the beacon r_c, and from the triangle *CPM* the angle α_i is defined $\Delta h_i = \dfrac{D_i^{\,2} - r_c^{\,2} + r_i^{\,2}}{2r_i}$, $\alpha_i = \arcsin\left(\dfrac{\Delta h_i}{D_i}\right)$.

Conclusion

In such way by the known phase coordinates of the vehicle $x^H(t_j)$, direction of the line of sight $\vec{D}^0(t_j)$ and distance to the beacon $D(t_j)$ at the moment of the control correction t_j *the terminal parameters of the motion are predicted* $y(t_{kj})$ at the final instant of descent t_{kj} and *the coursed function* $R^{(j)}$ *is determined* at the plane of guidance. *Current phase parameters* of the vehicle

$$x^H(t) = (V_K^H(t), \Theta^H(t), \psi^H(t), h^H(t), \varphi^H(t), \lambda^H(t)) \qquad (4)$$

are defined by autonomous navigation system as a result of integration of the system o differential equations of motion in the trajectory coordinate system $Ox_K y_K z_K$. Its origin is combined with the centre of gravity of the vehicle, an axis Ox_K coincides with a direction of the vector of terrestrial velocity $\vec{V}_K$, an axis Oy_K lies in the vertical plane and an axis Oz_K complements the system to the right-handed (Fig. 3). *The angle of the trajectory slope* is counted from the plane of local horizon, defined by the coordinate plane $Ox_g z_g$, normal terrestrial reference system $Ox_g y_g z_g$, with origin, combined with the centre of gravity of the vehicle, an axis Oy_g by a local vertical, an axis Ox_g in a local vertical plane, passing through the radius-vector $\vec{r}$ and the velocity vector $\vec{V}_K$, an axis Oz_g, which complements the system to the right-handed (Fig. 3).

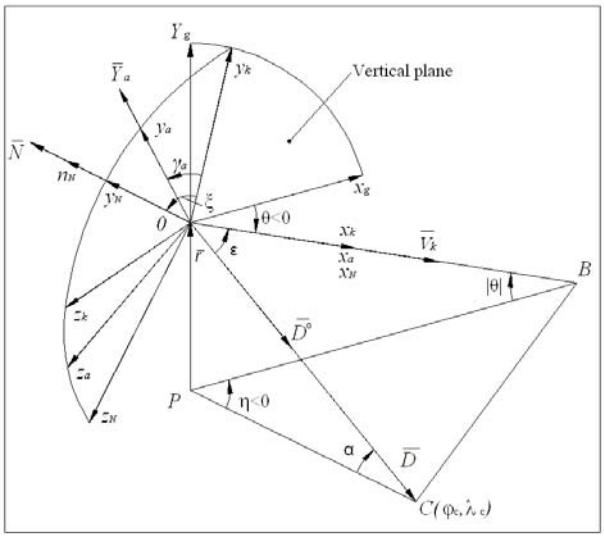


Fig. 3 Coordinate systems

The parameters of the relative position of vehicle and beacon $\vec{D}^0(t)$ и $D(t)$ are defined by the results of measurements by the radio system of the vehicle and are formed in the inertial board coordinate system $Ox_n y_n z_n$, which is built at the moment of grabbing of the beacon radio signal.

References

1. *Иван Самборский.* Беспилотные летательные аппараты: тенденции применения и особенности развития. Науково-виробничий журнал «Арсенал-XXI», №1, Київ, 2007, с.25-29

2. *Кондрашов Я. В.* Метод управления полетом легких летательных аппаратов. Тезисы докладов Международной научно-технической конференции «Проблемы совершенствования радиоэлектронных комплексов и систем обеспечения полетов»: Киевский институт инженеров гражданской авиации, Киев, 22-24.09.1992, с. 23-24.

3. *Кринецкий Е.И.* Системы самонаведения. – М.: Машиностроение, 1970.- 236с.

4. *Каменков Е.Ф.* Маневрирование спускаемых систем.–М.: Машиностроение,1983-184с.

5. *Кондрашов Я. В.* Система автоматического приземления грузового параплана. Тезисы докладов научно-технической конференции «Развитие легкомоторной авиации», Киевский международный университет гражданской авиации – Киевский институт военно-воздушных сил, Киев-Харьков, 9-12.12, 1995, с.14-15.

УДК 681.511.26 (047.31)

А.А. Тунік, доктор технічних наук,
К.В. Мельник
(Національний авіаційний університет, Україна)

СТРУКТУРНО-ПАРАМЕТРИЧНИЙ СИНТЕЗ РОБАСТНОЇ СИСТЕМИ КЕРУВАННЯ ПОЛЬОТОМ ЗА СТРУКТУРОВАНОЇ ТА НЕСТРУКТУРОВАНОЇ НЕВИЗНАЧЕНОСТІ

У даній статті розглядається задача стабілізації руху одновимірної, квазіоптимальної (майже оптимальної) системи за допомогою μ-методики. Передбачено наявність в об'єкті структурованої та неструктурованої невизначеності, дію збурювальних факторів. Наведено результати субоптимального синтезу для випадку керування польотом малого безпілотного літального апарата та імітаційне моделювання отриманої системи.

Вступ та постановка завдання.

Останнім часом стрімко зростає в багатьох розвинених країнах інтерес до створення і експлуатації безпілотних літальних апаратів (БПЛА).

Це обумовлює ряд специфічних вимог, що висуваються до БПЛА. Необхідність функціонування в автономному режимі і на максимально можливих відстанях з обмеженою енергоємністю диктують застосування в БПЛА дешевих пристроїв і процесорів при гранично точному й надійному функціонуванні.

Для забезпечення надійного виконання польотних завдань при наявності як зовнішніх стохастичних збурень (турбулентний вітер), так і внутрішніх параметричних збурень, невизначеності параметрів, погіршення характеристик датчиків необхідно розробити системи, що володіють високим рівнем робастності стосовно вище перерахованих експлуатаційних факторів при збереженні певних обмежень на склад навігаційних датчиків і складність структури системи керування польотом (СКП) [1].

Тобто задача автоматизованого синтезу СКП для малих БПЛА повинна задовольняти суперечним критеріям: з одного боку забезпечувати точність стабілізації, а з іншого – простоту реалізацію алгоритмів, малі габарити та мінімальну вартість. Система повинна ефективно відслідковувати випадкові збурення атмосфери.

Практичне значення дослідження наведеного в даній статті не викликає сумнівів. Так як, для розглядуваного класу БПЛА зменшення кількості використовуваних датчиків є дуже важливою задачею, якщо враховувати зниження вартості виробництва. Підхід побудови принципово нового виду СКП, що буде нести менше затрат і виконувати поставлені задачі є унікальним і раніше не був впроваджений у практиці, але після ряду досліджень та оцінки характеристик запропонованої системи керування можна стверджувати, що даний підхід є більш ніж прийнятним в питаннях якості та стійкості синтезованої системи керування, при цьому було використано сучасні методи синтезу.

За рахунок зменшення кількості датчиків можна досягнути здешевлення, як системи керування так і самого БПЛА в цілому, а це в свою чергу робить доступним синтезовану систему для ширшого кола користувачів.

Методологічна база дослідження розглядаємого в даній статті, стосовно керування малим БПЛА, ґрунтується на основі сучасних методів автоматизованого аналізу, синтезу та імітаційному моделюванні робастних систем керування [2; 3]. В роботі робиться акцент на зменшення кількості датчиків, не втрачаючи при цьому якості функціонування, а дослідження цієї системи в умовах невизначеності становить цікаву та актуальну проблему.

Таким чином розглядаючи дане дослідження більш багатогранно, маємо зрозуміти, що ми не тільки економимо на дорогих трьохступеневих та двохступеневих гіроскопах і тому з

метою зниження досить таки відчутної вартості малих БПЛА вони не використовуються, але й робимо великий прорив у вітчизняній науці як такій.

І як можна переконатися нижче, на підставі отриманих результатів розрахунків та моделювання, доступність лише часткових вимірів вектора стану системи ні скільки не заважає виконувати БПЛА поставлену перед ним задачу.

Тому дане дослідження яке було проведено на прикладі малого БПЛА, має незаперечний інтерес у науковому середовищі.

Об'єкт дослідження.

Розглянемо неперервну систему, задану в просторі станів:

$$\dot{x} = Ax + B_1 u + B_2 f + B_3 d; \qquad (1)$$
$$y = Cx + D_1 u + D_2 f + D_3 d,$$

де $x \in R^n$ – стан; $y \in R^l$ – вихід (включає керовані й спостережувані змінні, які вдобавок спотворюються шумом d, вимірюються датчиками та використовуються для одержання інформації про стан об'єкта); $u \in R^m$ – керування (вхідна змінна, що впливає на об'єкт і регулюється); f – зовнішнє збурення (збурююча змінна, яка впливає на об'єкт і не може бути регульованою); d – шуми вимірів (некорельовані). A, B_1, B_2, B_3, C, D_1, D_2, D_3 – постійні матриці відповідних розмірів, що визначають структуру об'єкта керування, вхідного пристрою.

Також відомо, що всередині системи діють збурення з немодельованою та модельованою динамікою (що замінює собою невизначеність параметрів об'єкта, в результаті відхилення параметрів системи від номінальних) [4; 5]. У розглядуваному випадку маємо справу з мультиплікативним немодельованим збуренням моделі виконавчого механізму (ВМ) руля висоти. Треба синтезувати лінійний стохастичний квазіоптимальний регулятор вигляду $u = Ky$, що стабілізує вищенаведену систему (1).

Проблему, яку необхідно вирішити, розглядають для режиму стабілізації висоти малого БПЛА (поздовжній канал) в умовах невизначених вітрових збурень обмеженої потужності, шумів вимірювань, структурованої та неструктурованої невизначеності. Насамперед на вхід автопілоту надходить інформація лише від датчика висоти, до того ж задача відновлення стану системи несингулярна.

Вектор стану SISO (одномірного) об'єкта складається з п'яти компонент: $X = \mathrm{col}(\Delta V,\ \alpha,\ \vartheta,\ q,\ h)$. Тут як змінні стану використовуються: ΔV – поздовжня швидкість; α – кут атаки; ϑ – кут тангажа; q – кутова швидкість тангажа; h – висота.

Усі елементи матриці стану A та матриці керування B об'єкта (1) залежать від швидкісного напору $\frac{\rho V^2}{2}$, у зв'язку із цим у роботі розглядаються дві моделі БПЛА: номінальна модель, якій відповідає дійсна повітряна швидкість (ДПШ) V =69,444 м/с та параметрично збурена модель, з ДПШ V_p =55,556 м/с.

Як приклад розрахунку було розглянуто задачу субоптимального синтезу робастного регулятора для стабілізації висоти малого БПЛА, лінійну математичну модель якого наведено в роботі [2; 6]. Технологію μ-синтезу [3–4; 7] використана для синтезу робастної системи стабілізації поздовжнього руху БПЛА, при діапазоні невизначеності моделей руху, породжуваних зміною ДПШ у межах $55{,}556\ м/с \le V \le 69{,}444\ м/с$.

Обрана для прикладу задача синтезу є досить важкою, тому що поряд зі звичайними шумами d в датчиках і змінами параметрів математичної моделі БПЛА (лінійний об'єкт зі змінними параметрами) система керування повинна протидіяти впливам атмосферної турбу-

лентності, при цьому задача субоптимального лінійного керування вирішується у випадку неповного виміру вектора стану системи.

Нижче наведено матриці стану досліджуваного об'єкту для швидкості V =69,444 м/с та для швидкості V_p=55,556 м/с, при цьому матриці, що відповідають швидкості V позначимо через A, B, C, D.

$$\mathbf{A}=\begin{bmatrix} \mathbf{-0,0345} & 5,9942 & -9,7764 & 0 & 0 \\ \mathbf{-0,0041} & \mathbf{-1,7565} & 0 & \mathbf{0,9860} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ \mathbf{0,0033} & \mathbf{-25,6814} & 0 & \mathbf{-2,1905} & 0 \\ 0 & \mathbf{-V} & \mathbf{V} & 0 & 0 \end{bmatrix};\ \mathbf{A}_{\text{р}}=\begin{bmatrix} \mathbf{-0,0273} & \mathbf{5,9960} & -9,7764 & 0 & 0 \\ \mathbf{-0,0064} & \mathbf{-1,3927} & 0 & \mathbf{0,9971} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ \mathbf{0,0036} & \mathbf{-16,1243} & 0 & \mathbf{-1,7339} & 0 \\ 0 & \mathbf{-V_{\text{р}}} & \mathbf{V_{\text{р}}} & 0 & 0 \end{bmatrix};$$

$$\mathbf{B}=\begin{bmatrix}\mathbf{0,3576} & \mathbf{-0,1628} & 0 & \mathbf{-31,1037} & 0\end{bmatrix}^{\text{T}};\ \mathbf{B}_{\text{р}}=\begin{bmatrix}\mathbf{0,3581} & \mathbf{-0,1303} & 0 & \mathbf{-19,8857} & 0\end{bmatrix}^{\text{T}}; \quad (2)$$

$$\mathbf{C}=\mathbf{C}_{\text{р}}=\begin{bmatrix}0 & 0 & 0 & 0 & 1\end{bmatrix};\ \mathbf{D}=\mathbf{D}_{\text{р}}=0.$$

Не важко помітити, що матриця A має нульовий стовпець, що свідчить про те, що система на грані стійкості, при цьому виникає цікава задача керування. Значення елементів матриць (2) які змінюються при варіаціях ДПШ, виділено жирним шрифтом. Як видно з виразів (2) загальна кількість компонент в об'єкті, що підлягала змінюванню, дорівнювала **13**. Об'єкт, складений із четвірки матриць $\left[\begin{array}{c|c}\mathbf{A} & \mathbf{B}\\ \hline \mathbf{C} & \mathbf{D}\end{array}\right]$, включається в послідовний зв'язок з ВМ, що моделюється інерційною ланкою 1-го порядку з постійною часу $T_{BM}=0.5$ с.

Наступним кроком є формування номінальної моделі послідовного з'єднання $B\tilde{M}$ і БПЛА. Тобто об'єкт треба доповнити ВМ руля висоти, що моделюється інерційною ланкою 1-го порядку та містить неструктуровану невизначеність (з немодельованою динамікою) (рис. 1).

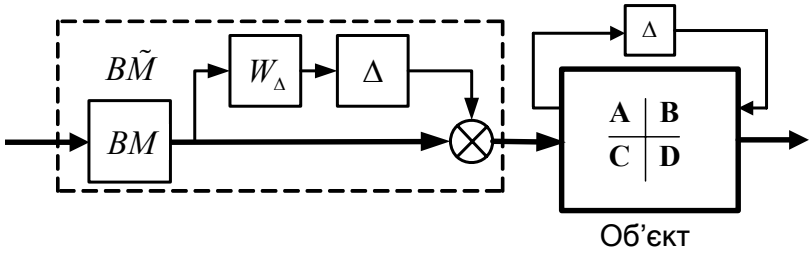


Рис. 1. Мультиплікативна невизначеність ВМ на вході до об'єкта

На рис. 2 зображено амплітудно-частотну характеристику (АЧХ) ВМ (тонка пунктирна лінія) та верхню межу на АЧХ ВМ (товста лінія), тобто ВМ з немодельованою динамікою (частотна невизначеність). В якості нормованої передатної функції (ПФ) W_Δ, що визначає верхню межу на частотну невизначеність ВМ обрано наступну ПФ: $W_\Delta=0,4\dfrac{0,0125s+1}{0,001s+1}$.

Багатопараметричність та достатньо велика невизначеність аеродинамічних характеристик та ВМ БПЛА ускладнюють завдання синтезу алгоритму стабілізації. Потрібно було визначати фіксовану розрахункову математичну модель БПЛА, яка описувалася в просторі станів і тому використано модель матричної невизначеності. Наступним кроком синтезу СКП є формування моделі об'єкту в просторі станів, що включає в себе **13** входів невизначеності параметрів об'єкта, яку подають додатковим зворотним зв'язком з матрицею ПФ $\Delta(s)$ (рис. 1).

Як видно з рис. 3, на якому зображено лише деякі АЧХ моделі з ДПШ $V = 69,444$ м/с (тонка пунктирна лінія), $V_p = 55,556$ м/с (тонка суцільна лінія) та номінальної (ДПШ $V_н = 62,5$ м/с) моделі (товста суцільна лінія). Треба синтезувати такий регулятор, що стабілізує всю сім'ю моделей, які входять в допустимий «коридор» для варіацій АЧХ фактичного та збуреного об'єктів.

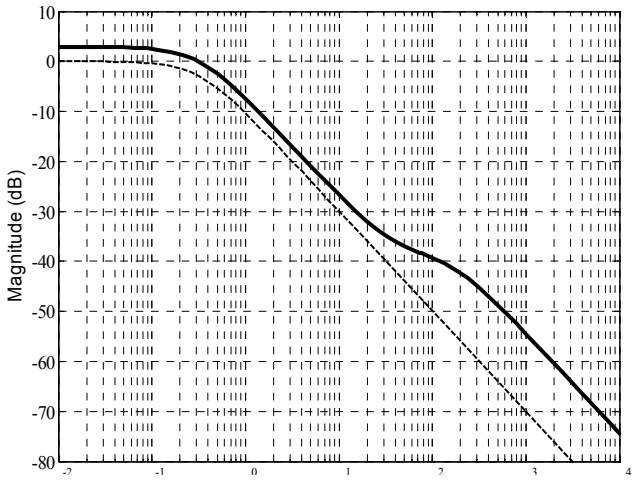


Рис. 2. Амплітудно-частотні характеристики ВМ

Усі відомі методи субоптимального синтезу (частотних характеристик, кореневого годографа, фазової площини та т.п.) були придатні лише для окремих, вузьких питань, але не дозволяли вирішити проблему в цілому. Тому передусім потрібно було з'ясувати доцільність застосування μ-методики до конкретного завдання синтезу. Вирішення цього питання головним чином залежало від вимог до характеристики системи, її динаміки та обмежень, що накладаються на неї.

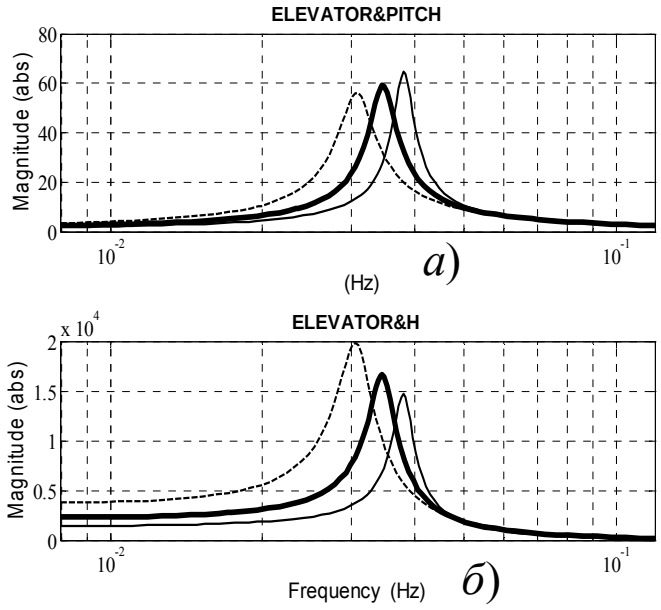


Рис. 3. Амплітудно-частотні характеристики номінального та збурених об'єктів: відхилення керма висоти з тангажом – (*а*), висотою – (*б*)

Після включення у систему «об'єкт-ВМ» блоків, що відповідають за невизначеність, був синтезований регулятор із зворотним зв'язком за виходом та робастний стосовно невизначеностей. Під час виконання процедури синтезу, було синтезовано регулятор порядку 65.

Завершальним етапом синтезу СКП є процедура пониження порядку регулятора, що дорівнює 65. Точність на ганкелеву норму [8] при редукуванні дорівнювала $1e-6$, при цьому помилка між номінальним регулятором та редукованим нульова. У результаті порядок регулятора понизився з 65 до 16.

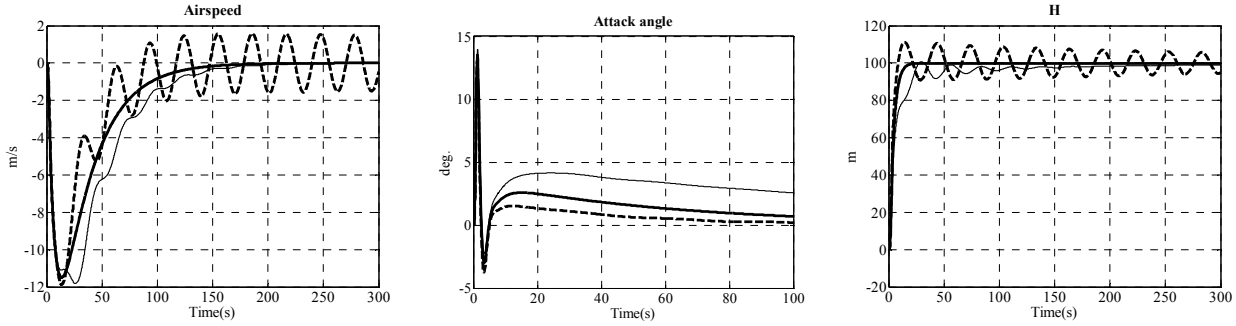
Завершальним етапом субоптимального синтезу СКП є імітаційне моделювання отриманих результатів у середовищі SIMULINK. На рис. 4 та 5 приведені графіки, з метою порів-

няння якості перехідних процесів H_∞ і μ-регулятора відповідно (для моделі зі швидкістю $V = 69,444$ $м/с$ (товста пунктирна лінія), „номінальної" (товста суцільна лінія), моделі зі швидкістю $V = 55,556$ $м/с$ (тонка суцільна лінія) за наявності структурованої та неструктурованої невизначеності (поздовжній канал).

Видно, що застосування технології μ-синтезу дозволяє одержати стабілізуючий регулятор, у той час як процедура H_∞-синтезу не приводить до необхідної робастності керування висотою польоту.

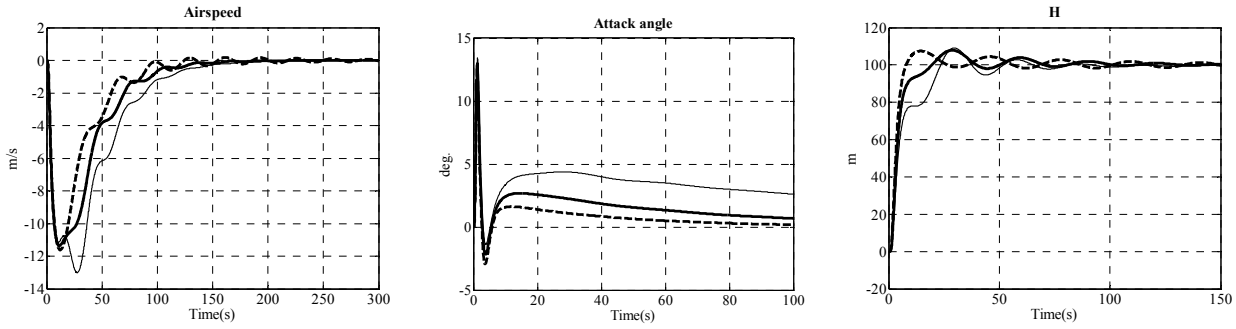
Розглянемо імітаційне моделювання СКП БПЛА при впливі на систему випадкових збурень (поздовжній канал). Розглядається вплив турбулентного вітру (що описується моделлю Драйдена [1]), завад вимірювань, невизначеності з немодельованою динамікою у поздовжньому каналі для номінальної моделі (ДПШ $V = 62,5$ м/с) БПЛА. Моделювання було проведено у середовищі SIMULINK для замкненої системи з μ-регулятором пониженого порядку.

Як шуми вимірювань було обрано джерело білого шуму з нормальним розподілом (Band-Limited White Noise). На рис. 6 наведено результати моделювання: перехідні процеси в системі при наявності випадкових збурень, завад вимірювань та неструктурованої невизначеності.



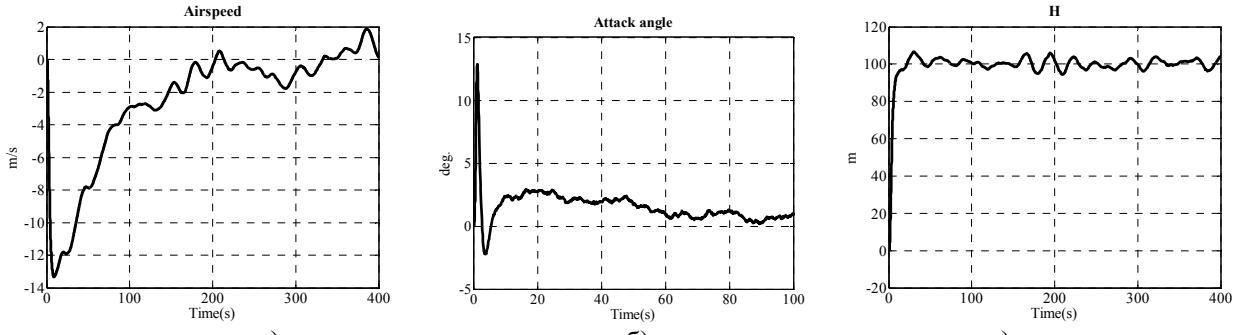
а) б) в)

Рис. 4. Перехідні процеси для H_∞-регулятора: (*а*) – за ДПШ; (*б*) – за кутом атаки; (*в*) – за висотою



а) б) в)

Рис. 5. Перехідні процеси для μ-регулятора: (*а*) – за ДПШ; (*б*) – за кутом атаки; (*в*) – за висотою



а) б) в)

Рис. 6. Перехідні процеси: (*а*) – за ДПШ; (*б*) – за кутом атаки; (*в*) – за висотою

Висновки

Розроблено технічно реалізовані алгоритми і програми методу автоматизованого проектування H_∞- та μ-регуляторів для малого БПЛА на основі теорії робастного керування. Виконано імітаційне моделювання динаміки системи керування поздовжнім рухом малого БПЛА при різних способах включення як H_∞- та μ-регулятора. Моделювання було виконано для випадків впливу на систему детермінованих і випадкових збурень, при структурованій та неструктурованій невизначеності, як для номінальної, так і параметрично збурених моделей БПЛА. Наведено результати моделювання.

Зміст результатів даної статті, ще раз ілюструє одне з дуже важливих положень сучасної теорії керування: якісно вирішувати завдання стабілізації стаціонарних станів (позиціонування) можна як без наявності апріорі точного математичного опису об'єкта, так і інформації про збурення, що діють на об'єкт.

Список літератури

1. *Magni J.F., Bennani S., Terlouw J. (Eds)*. Robust Flight Control. A Design Challenge. Springer Verlag London, Ltd., 1997. – 649 p.

2. *Skogestad S., Postlethwaite I.* Multivariable Feedback Control. Analysis and Design. John Wiley & Sons, 1997. – 559 p.

3. *Balas G.J., Doyle J.C.*, *Glover K.* μ-Analysis and Synthesis Toolbox For Use with MATLAB® User's Guide *Version 3*, 1998. – 740 p.

4. *Zhou K.* Essentials of Robust Control. Prentice Hall, May 1999. – 411 p.

5. *Young P.M., Newlin M.P., Doyle J.C.* // μ-analysis with real parametric uncertainty, Proceedings of the 30th IEEE Conference on Decision and Control, 1991. – pp. 1251–1256.

6. *Tunik A.A. , Hyeok Ryu, Hae-Chang Lee*. Parametric Optimisation Procedure for Robust Flight Control System Design. // KSAS International Journal. - Vol. 2, № 2. – November, 2001. – pp. 95 – 107.

7. *Тунік А.А. , Галкін Є.В., Мельник К.В. H_∞*-оптимізація системи управління польотом // журнал Електроніка та системи управління (НАУ), №2(8), 2006 р.

8. *Glover K.* Tutorial on Hankel-norm approximation. In From Data to Model (J.C. Willemsd.), Springer-Verlag, 1989. – pp. 26–48.

УДК 681.5.015:519.254:629.735.076.4(045)

О.В. Єрмолаєва (Національний авіаційний університет, Україна)

МЕТОДИКА ОБРОБКИ СТОХАСТИЧНОЇ ІНФОРМАЦІЇ У ПРОЦЕСІ МОДЕРНІЗАЦІЇ БАГАТОВИМІРНОГО СТЕНДА-ІМІТАТОРА РУХІВ

Розглянуто загальну методику обробки стохастичної інформації у процесі модернізації багатовимірного стенда-імітатора рухів, отриманих в результаті напівнатурного експерименту. Наведені деякі практичні результати вирішення цієї задачі.

Одним з головних вимог, які пред'являються до сучасних динамічних стендів–імітаторів рухів, є найбільша близькість рухів, які імітуються до тих, що імітують. Таке завдання виникає при створенні конкурентоспроможних комплексів, що імітують натурного або напівнатурного моделювання. Для управління імітаторами в сучасних умовах необхідні алгоритми [1], яки забезпечать оптимальне управління стендом імітатором, тобто забезпечать максимальну точність імітації стохастичних програмних рухів з урахуванням перешкод вимірів. Тому такі імітатори необхідно розглядати як складні багатомірні динамічні системи при стохастичних впливах.

Однієї з головних труднощів є не повне знання моделей динаміки руху реальних рухливих об'єктів. Маються досить повні відомості про деформації плавучого командного комплексу «Юрій Гагарін» у різних режимах, що дають підстави досить близько оцінити моделі динаміки кутового «хитання» судна.

Розуміючи, що, по-перше, хвилювання океану (моря) характеризується еліптичним циклічним рухом частинок води і, по-друге, океан настільки могутня стихія, що наявність на його поверхні навіть "тяжкого" корабля майже ніяк не впливає на динамічні характеристики хвилювання океану (моря), складемо орієнтовану модель динаміки тривимірного кутового хитання корабля. Візьмемо до уваги також те, що при частотній смузі каналів діючого стенда приблизно 1 Гц, тобто на порядок більш вищий, ніж основна частота хвилювання океану, для імітації "хитання" корабля немає потреби змінювати існуючу структуру управління стендом.

Отже, беручи до уваги, що складова морського хитання приблизно 0,1 Гц, а частотні смуги пропускання каналів стенда-імітатора на порядок вище, вхідні сигнали в стенд-імітатор формувалися спеціально моделювальним послідовним багатовимірним фільтром безпосередньо з комп'ютерного псевдо білого шуму.

Блок-схему тракта імітації показано на рис.1.

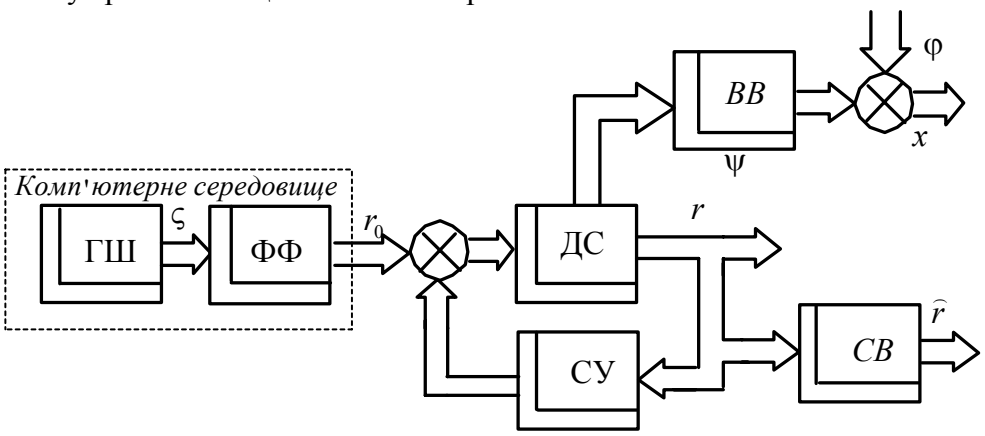
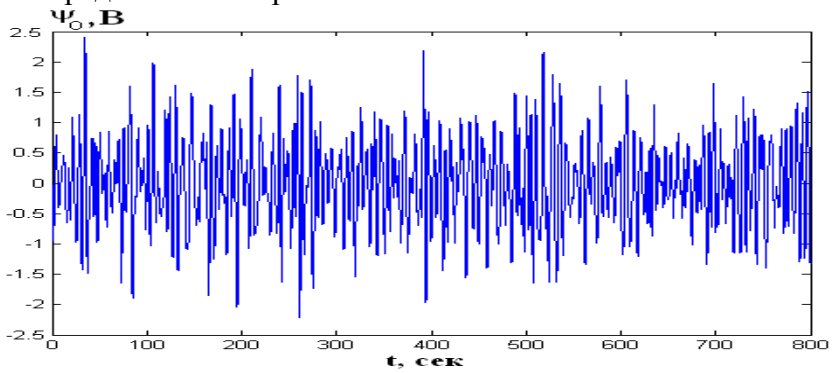


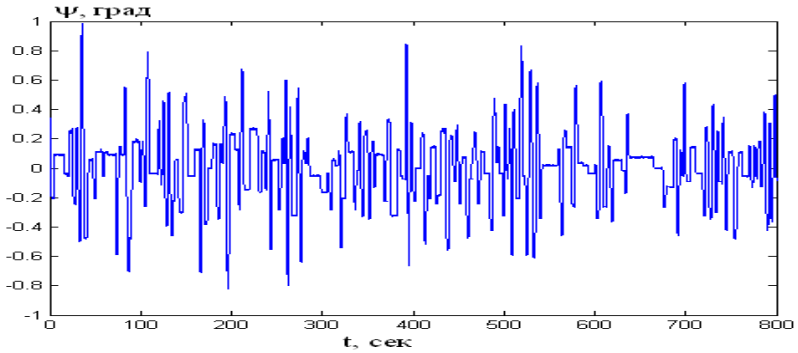
Рис.1 Блок–схема тракта імітації:

ГШ – генератори шумів; ФФ – багатомірний фільтр, який формує вектор програмних сигналів стенду r_0;ДС – динамічний стенд; СУ – штатна система управління стендом; ВВ – випробовуваний виріб; x – вектор вихідних сигналів випробовуваного виробу; φ - вектор завад на виході виробу в дослідному режимі руху об'єкта; СВ – система вимірювачів переміщень стенду; $\hat{r}$ - вектор оціночних значень кутових координат стенда-імітатора

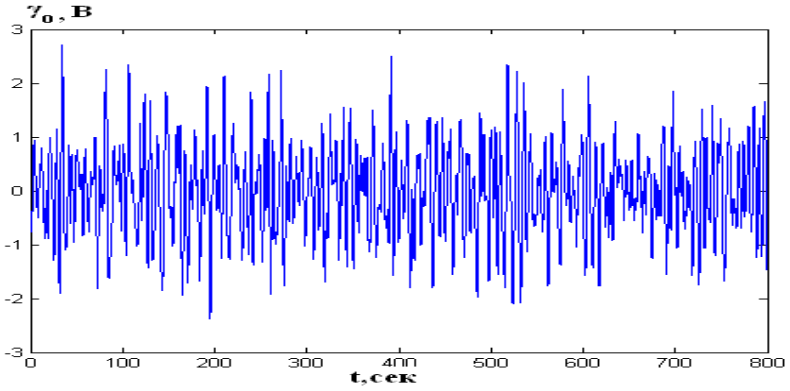
В результаті напівнатурного моделювання руху багатовимірного динамічного стенда–імітатора були зареєстровані осцилограми управляючих впливів, а також вихідних реакцій системи. Деякі з них представлені на рис. 2



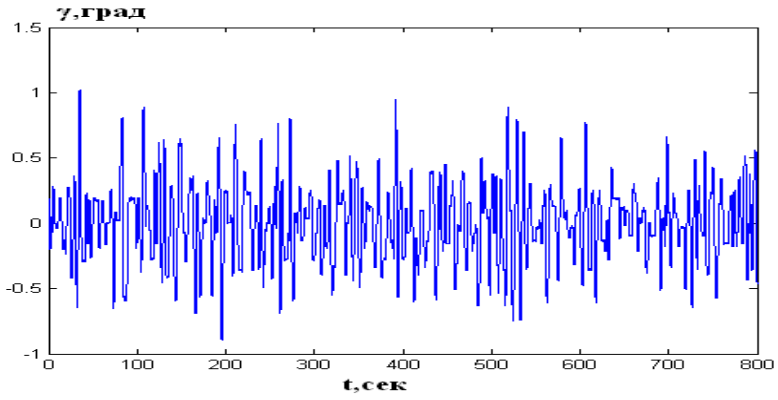
а



б



в



г

Рис. 2 Осцилограми вхідного та вихідного сигналів:
а, б –по каналу курсу, б, г –по каналу крену

Всі зафіксовані сигнали мають стохастичних характер. Для оцінки властивостей цих сигналів і взаємозв’язків між ними необхідно зробити їхню первинну обробку – визначення

моделей динаміки сигналів у вигляді матриць їх спектральних та взаємно спектральних щільностей.

Визначення статистичних характеристик експериментальних даних виконується за допомогою відомих алгоритмів [2] визначення кореляційних та взаємних кореляційних функцій досліджуваних сигналів з наступним перетворенням цих функцій за Фур'є. для обробки даних програмний продукт, який розроблений співробітниками кафедри систем управління літальних апаратів. Результатом цього є спектральні та взаємні спектральні щільності сигналів у вигляді графічних залежностей амплітуди і фази від частоти. На рис. 3 зображені спектральні щільності двох управляючих сигналів та їх взаємна спектральна щільність.

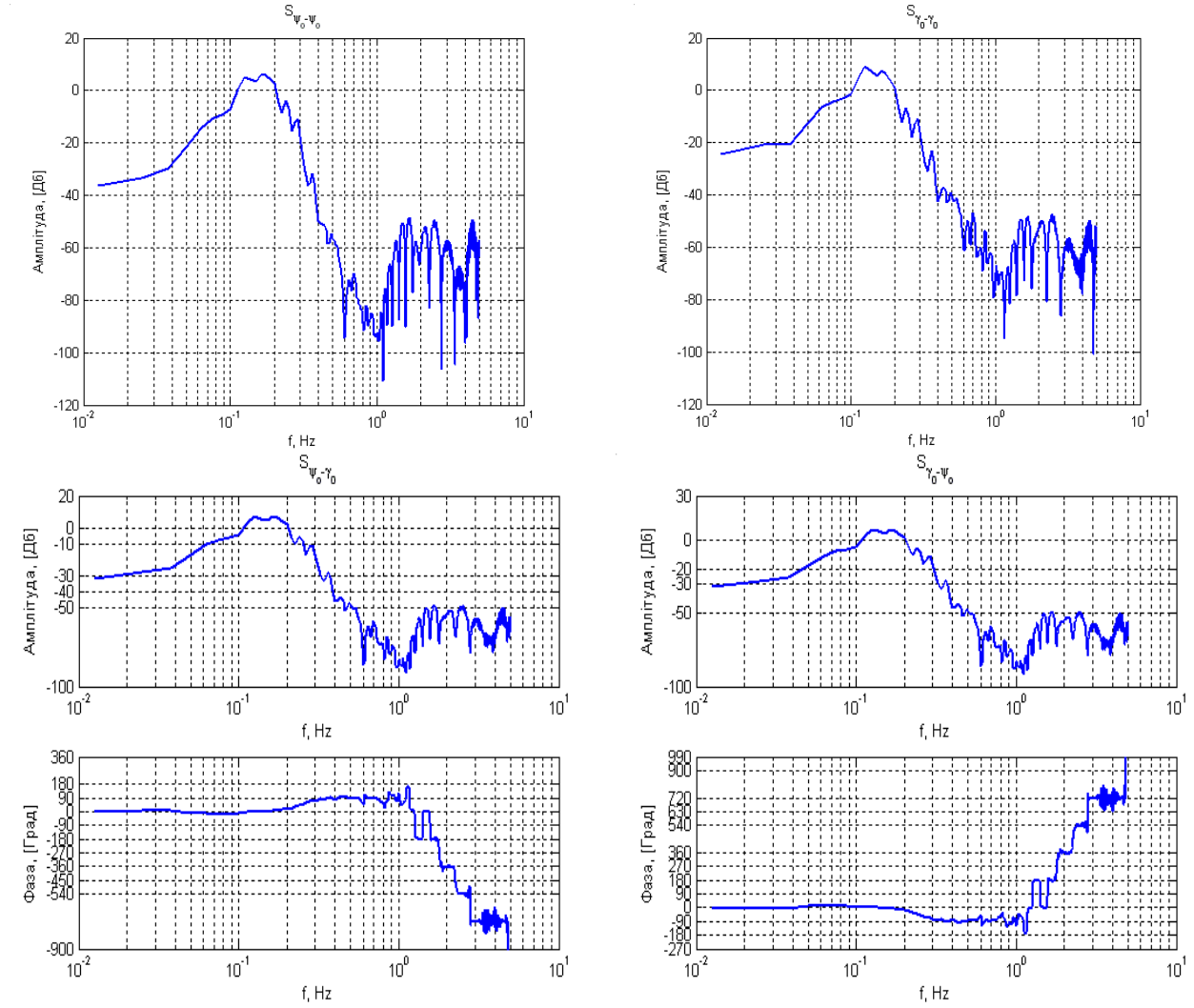


Рис.3. Спектральні та взаємні спектральні щільності двох управляючих сигналів (курсу і крену).

Для складання моделей динаміки сигналів по отриманих графічних залежностях необхідно їх апроксимувати за допомогою узагальненого методу логарифмічних характеристик [3].

В результаті виконання всіх вищевказаних процедур отримані моделі динаміки сигналів багатовимірного динамічного стенда–імітатора рухів в вигляді матриць спектральних і взаємних спектральних щільностей сигналів управління стендом.

- $S_{\psi_0\psi_0}$ – спектральна щільність управляючого сигналу курсу:

$$S_{\psi_0\psi_0} = \frac{0{,}555^2}{\pi}\left|\frac{(2{,}65s+1)(1{,}4s+1)(0{,}8s+1)}{(1{,}68^2s^2+2\cdot0{,}3\cdot1{,}68s+1)(0{,}88^2s^2+2\cdot0{,}3\cdot0{,}88s+1)(0{,}66^2s^2+2\cdot0{,}3\cdot0{,}66s+1)}\right|^2 [B^2\cdot c]$$

- $S_{\gamma\gamma}$ — спектральна щільність управляючого сигналу крену:

$$S_{\gamma\gamma} = \frac{0{,}35^2}{\pi}\left|\frac{(2{,}65s+1)(1{,}4s+1)}{(1{,}68^2 s^2 + 2\cdot 0{,}4\cdot 1{,}68s+1)(0{,}88^2 s^2 + 2\cdot 0{,}3\cdot 0{,}88s+1)}\right|^2 [B^2\cdot c]$$

- $S_{\psi_0\gamma}$ — взаємна спектральна щільність управляючого сигналу між курсом і креном:

$$S_{\psi_0\gamma} = 0{,}4\cdot\frac{0{,}555\cdot 0{,}35}{\pi}\frac{|2{,}65s+1|^2|1{,}4s+1|^2}{(1{,}68^2 s^2 - 2\cdot 0{,}3\cdot 1{,}68s+1)(1{,}68^2 s^2 + 2\cdot 0{,}4\cdot 1{,}68s+1)|0{,}88^2 s^2 + 2\cdot 0{,}3\cdot 0{,}88s+1|^2}\times$$

$$\times\frac{(-0{,}8s+1)}{(0{,}66^2 s^2 - 2\cdot 0{,}3\cdot 0{,}66s+1)};[B^2\cdot c]$$

- $S_{\gamma\psi_0}$ — взаємна спектральна щільність управляючого сигналу між креном і курсом:

$$S_{\gamma_0\psi_0} = 0{,}4\cdot\frac{0{,}555\cdot 0{,}35}{\pi}\frac{|2{,}65s+1|^2|1{,}4s+1|^2}{(1{,}68^2 s^2 + 2\cdot 0{,}3\cdot 1{,}68s+1)(1{,}68^2 s^2 - 2\cdot 0{,}4\cdot 1{,}68s+1)|0{,}88^2 s^2 + 2\cdot 0{,}3\cdot 0{,}88s+1|^2}\times$$

$$\times\frac{(0{,}8s+1)}{(0{,}66^2 s^2 + 2\cdot 0{,}3\cdot 0{,}66s+1)};[B^2\cdot c]$$

Моделі динаміки інших сигналів стенда складені по аналогічній методиці. Виконання наступних етапів модернізації багатовимірного стенда–імітатора рухів – структурної ідентифікації його моделей динаміки й синтезу його оптимальної структури в роботі не розглядаються.

Висновки

За допомогою запропонованої методики обробки стохастичної інформації у процесі модернізації багатовимірного стенда-імітатора рухів, отриманої під час напівнатурного експерименту, складено моделі досліджуваних сигналів у вигляді матриць спектральних та взаємних спектральних щільностей. Отримані моделі можуть бути використані в процесі структурної ідентифікації динамічного стенда–імітатора рухів в цілому.

Список літератури

1. *Л.М. Блохін, М.Ю. Бурiченко.* Статистична динаміка систем управління: Підручник для ВНЗ. – К.: НАУ, 2003. – 208 с.

2. *Дж. Бендат, А. Пирсол.* Прикладной анализ случайных данных. М.: Машиностроение. – 1989. –486 с

3. *В.С. Балакирев, Е.Г. Дудников, А.М. Цирлин.* Экспериментальное определение динамических характеристик промышленных объектов управления. – М.: „Энергия”, 1967. –232 с.

УДК 681.518.2:621.391(045)

А.М. Кліпа (Національний авіаційний університет, Україна)

АВТОМАТИЗОВАНА ОБРОБКА ІНФОРМАЦІЇ В ЗАДАЧАХ ПАРАМЕТРИЧНОЇ ІДЕНТИФІКАЦІЇ МОДЕЛЕЙ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ В УМОВАХ ІНТЕНСИВНИХ ШУМІВ ВИМІРЮВАНЬ ТА ЗМІЩЕНЬ ДАТЧИКІВ

Розроблено автоматизовану систему обробки інформації в задачах параметричної ідентифікації моделей літальних апаратів в умовах інтенсивних шумів вимірювань та зміщень датчиків. Ефективність застосування розробленої автоматизованої системи обробки інформації показана на прикладі параметричної ідентифікації бічного руху малого безпілотного літального апарату

Актуальність проблеми. Основними методами створення й обґрунтування математичної моделі (ММ) польоту є сучасні методи ідентифікації, орієнтовані на використання машинних обчислювальних засобів. Незважаючи на численні дослідження методів ідентифікації [1, 2], зберігається проблема їх ефективного застосування для опису складних реальних об'єктів.

У задачах ідентифікації завжди використовуються апріорні відомості про реальні літальні апарати (ЛА), що дозволяє заздалегідь визначити клас математичних об'єктів, з якого обирається ММ. У більшості випадків структура ММ відома, тому більший інтерес представляє так звана параметрична ідентифікація [1, 2], яка включає в себе проведення ідентифікуючого експерименту та визначення оцінок параметрів моделей за експериментальними даними.

Для малих безпілотних літальних апаратів (БПЛА) обмеження на вагу, габарити та вартість є досить жорсткими, що не дозволяє використовувати достатню кількість навігаційних вимірювачів, а ті, що використовуються, є досить простими, що призводить до вимірювань зі значним рівнем завад та зміщень датчиків. Тому актуальною проблемою у разі автоматизованої обробки даних льотних випробувань ЛА, крім ідентифікації динамічних характеристик є проблема визначення зміщень вимірювальних систем і приладів (систематичних похибок).

Постановка проблеми. У результаті льотного експерименту БПЛА, змодельованого в SIMULINK, відомі записи сигналів: $\delta\alpha$ – відхилення елеронів (сигнал керування); β – кут ковзання; p – кутова швидкість крену; r – кутова швидкість рискання; ϕ – кут крену; ψ – кут рискання. Під час моделювання враховували тільки один вхідний сигнал (сигнал керування $\delta\alpha$), тобто припускали, що льотний експеримент виконується у спокійній атмосфері. Також моделювали шуми та зміщення датчиків, що дало змогу отримати вихідні сигнали, близькі до реальних.

Лінеаризовані рівняння в просторі станів з постійними коефіцієнтами, що описують динаміку бічного руху малого БПЛА [3]:

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{x}} &= \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{B}\mathbf{u}; \\ \mathbf{y} &= \mathbf{C}\mathbf{x} + \mathbf{D}\mathbf{u} + \mathbf{b} + \boldsymbol{\omega}, \end{aligned} \tag{1}$$

де $\mathbf{x} = [\beta,\ p,\ r,\ \phi,\ \psi]^T$ – вектор стану; $\mathbf{u} = [\delta\alpha]$ – вектор керування; $\mathbf{y} = [\beta,\ p,\ r,\ \phi,\ \psi]^T$ – вектор вимірювань; $\mathbf{b} = [b_\beta,\ b_p,\ b_r,\ b_\phi,\ b_\psi]^T$ – вектор, елементами якого є значення зміщень датчиків; $\boldsymbol{\omega}$ – вектор гауссових випадкових похибок вимірювання, такий що

$$E\boldsymbol{\omega}(t) = 0; \qquad E\left[\boldsymbol{\omega}(t)\boldsymbol{\omega}^T(t)\right] = \mathbf{R}\delta(t-\tau),$$

де E – знак математичного сподівання; $\mathbf{R}$ – інтенсивність похибок вимірювання;

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} Y_v & 0 & -1 & \dfrac{g}{U_0} & 0 \\ L_\beta & L_p & L_r & 0 & 0 \\ N_\beta & N_p & N_r & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix}; \quad \mathbf{B} = \begin{bmatrix} 0 \\ L_{\delta\alpha} \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}; \quad \mathbf{C} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}; \quad \mathbf{D} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}. \tag{2}$$

У виразах (1) і (2) використано системи координат і позначення, прийняті в західноєвропейській та американській літературі , а саме: Y – перша похідна бічної сила за відповідними змінними; L та N – перші похідні моментів за креном та рисканням за відповідними змінними.

Загальна задача полягає в розробці автоматизованої системи обробки інформації, необхідної для ідентифікації вектора невідомих параметрів $\boldsymbol{\theta}$ моделі (1) та оцінювання значень зміщень датчиків $\mathbf{b}$, що мають місце у виміряних сигналах даного класу БПЛА, тобто для ідентифікації $\boldsymbol{\theta}_{ext}$, що має наступний вигляд:

$$\boldsymbol{\theta}_{ext} = \left[Y_v, L_\beta, L_p, L_r, N_\beta, N_p, N_r, L_{\delta\alpha}, b_\beta, b_p, b_r, b_\varphi, b_\psi\right]^T. \quad (3)$$

Вирішення проблеми. Так як вимірювання компонент вектора стану зашумлені значними завадами, то у результаті аналізу існуючих методів параметричної ідентифікації було обрано метод максимальної правдоподібності (ММП) для ідентифікації параметрів динамічної моделі ЛА в просторі станів [4], оскільки цей метод у випадку гаусової завади, якою є шуми датчиків, призводить до асимптотично незміщених оцінок з мінімальною дисперсією. Критерій ідентифікації параметрів моделі динаміки ЛА для поставленої задачі є таким:

$$J(\hat{\boldsymbol{\theta}}_{ext}) = -\ln P\left(\mathbf{y}\middle|\hat{\boldsymbol{\theta}}_{ext}\right) = 0.5\{\sum_{i=1}^{N}(\mathbf{y}_i - \hat{\mathbf{y}}_i)^T \mathbf{R}_{in}^{-1}(\mathbf{y}_i - \hat{\mathbf{y}}_i) + N\ln|\mathbf{R}_{in}| + lN\ln(2\pi)\}, \quad (4)$$

де $P\left(\mathbf{y}\middle|\hat{\boldsymbol{\theta}}_{ext}\right)$ – умовна ймовірність; N – кількість точок вимірювань (залежить від довжини реалізації); $|\mathbf{R}_{in}|$ – норма Фробеніуса коваріаційної матриці інновацій; l – кількість сигналів, що вимірюються (для бічного руху БПЛА $l = 5$).

Задача ідентифікації полягає в знаходженні вектора (3), що задовольняє умові

$$\hat{\boldsymbol{\theta}}_{ext} = \arg\min_{\boldsymbol{\theta}\in\boldsymbol{\theta}_s} J(\hat{\boldsymbol{\theta}}_{ext}). \quad (5)$$

Процедура ідентифікації моделей руху ЛА в просторі станів за ММП базується на застосуванні оптимального калманівського спостерігача динамічних характеристик ЛА та процедури оптимізації разом з (4) як критерію ідентифікації.

Вирішення поставленої проблеми складається з наступних кроків.

1. Як відомо з праць [1, 2], перед проведенням параметричної ідентифікації необхідно визначити структуру моделі, параметри якої планується оцінювати. Для розв'язання поставленої задачі (ідентифікація параметрів динамічної моделі БПЛА, які повність визначають стійкість та керованість БПЛА), запропоновано в якості моделі використовувати відому лінеаризовану модель з постійними коефіцієнтами в просторі станів (1).

2. Обрану ММ необхідно перевірити на керованість, спостережуваність та ідентифікованість [5].

3. Якщо ММ повністю керована, спостережувана та ідентифікована, то наступним кроком є планування експерименту в частотній області із застосуванням розкладу Райса-Пірсона, що забезпечує отримання D-оптимальних планів експерименту для поліпшення результатів збіжності та точності виконання процедури ідентифікації [6].

4. Після отримання оптимальної форми вхідного сигналу проводиться льотний експеримент або моделювання бічного руху БПЛА з урахуванням шумів та зміщень датчиків в SIMULINK програмного продукту MATLAB. В результаті моделювання отримуємо записи вихідних сигналів, що вимірюються на реальному літаку.

5. Для визначення й усунення систематичних похибок, як перше наближення, запропоновано використовувати математичне сподівання, а для усунення випадкових завад – цифровий симетричний нерекурсивний фільтр, що не може бути фізично реалізованим:

$$y_n = \sum_{k=-N}^{N} a_k x_{n-k},$$

де y_n – вихідний сигнал фільтру, a_k – ваговий коефіцієнт фільтру, x_{n-k} – дискретизований вхідний сигнал, $2N$ – порядок фільтру [6].

6. Наступним кроком є визначення початкових значень невідомих параметрів моделі для запуску процедури ідентифікації ММП. Для цього запропоновано застосувати метод найменших квадратів, пристосований до моделі в просторі станів [7] із спеціальною структурою матричного регресора:

$$\mathbf{\Phi} = diag\left(\mathbf{\Phi}_0 \quad \mathbf{\Phi}_0 \quad \cdots \quad \mathbf{\Phi}_0\right),$$

де блоки $\mathbf{\Phi}_0$ мають вигляд

$$\mathbf{\Phi}_0 = \begin{bmatrix} x_1(i-1) & x_2(i-1) & \cdots & x_n(i-1) & u_1(i) & u_2(i) & \cdots & u_m(i) \\ x_1(i) & x_2(i) & \cdots & x_n(i) & u_1(i+1) & u_2(i+1) & \cdots & u_m(i+1) \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ x_1(N-1) & x_2(N-1) & \cdots & x_n(N-1) & u_1(N) & u_2(N) & \cdots & u_m(N) \end{bmatrix}.$$

Розмір матриці регресора є $l(N-i+1)\times l(n+m)$, де n – порядок моделі; m – кількість вхідних сигналів моделі.

7. Далі застосовується алгоритм масштабування вектору шуканих параметрів моделей динаміки та відомий ММП [1, 2] для визначення параметрів динамічної моделі. Для масштабування вектору шуканих параметрів моделей запропоновано в процесі процедури оптимізації помножити кожен з параметрів на масштабуючий коефіцієнт матриці $\mathbf{S}$, вибраний таким чином, щоб значення параметра після масштабування знаходилось в проміжку від 1 до 10. Після отримання в результаті ідентифікації значень оцінених параметрів $\hat{\boldsymbol{\theta}}^*$ кожен з них необхідно поділити на відповідні масштабуючі коефіцієнти.

Також під час ідентифікації параметрів ММП (5) застосовуємо метод прискореної стохастичної апроксимації Кестена [8] для оцінювання слабко спостережуваних змінних. Одночасне застосування ММП та методу прискореної стохастичної апроксимації Кестена можливе завдяки розширенню вектору стану «фіктивними» змінними, яким є зміщення датчиків [4].

8. Останнім кроком є оцінка отриманих результатів параметричної ідентифікації. Оцінку адекватності отриманої моделі запропоновано проводити шляхом визначення відносної похибки $\varepsilon_{\%}$ оцінених та номінальних значень параметрів.

В результаті виконання вищенаведеної послідовності дій при параметричній ідентифікації рухів ЛА було розроблено автоматизовану систему обробки інформації для розв'язання задач ідентифікації ММ ЛА за наявності інтенсивних детермінованих та випадкових похибок датчиків на основі ММП разом з розширеною калманівською фільтрацією та стохастичною апроксимацією.

Розроблена автоматизована система обробки інформації в задачах параметричної ідентифікації моделей літальних апаратів в умовах інтенсивних шумів вимірювань та зміщень датчиків була застосована при розв'язанні задачі параметричної ідентифікації моделей динаміки бічного руху малого БПЛА: результати параметричної ідентифікації моделі динаміки бічного руху БПЛА наведено в табл. 1, а графіки виміряних та розрахованих при оцінених значеннях параметрів сигналів β, p, r, ϕ, ψ представлені на рис. 1.

Таблиця 1

Порівняння номінальних, початкових та оцінених значень параметрів моделі в просторі станів бічного руху БПЛА

Параметри	Y_v, c^{-1}	L_β, c^{-2}	L_p, c^{-1}	L_r, c^{-1}	N_β, c^{-2}	N_p, c^{-1}	N_r, c^{-1}	$L_{\delta a}$, c^{-2}
Номінальні значення	-0.136	-56.210	-11.250	3.332	1.190	-0.210	-0.240	160.000
Початкові значення	-0.584	-28.170	-6.013	0.143	1.822	-0.162	-1.132	94.482
Оцінені значення	-0.185	-56.199	-10.952	3.301	1.233	-0.196	-0.206	158.207
$\varepsilon_{\%}$, %	36.03	0.02	2.65	0.93	3.61	6.67	14.17	1.12

Результати оцінки зміщень методом стохастичної апроксимації Кестена наведено на рис. 2 та в табл. 2.

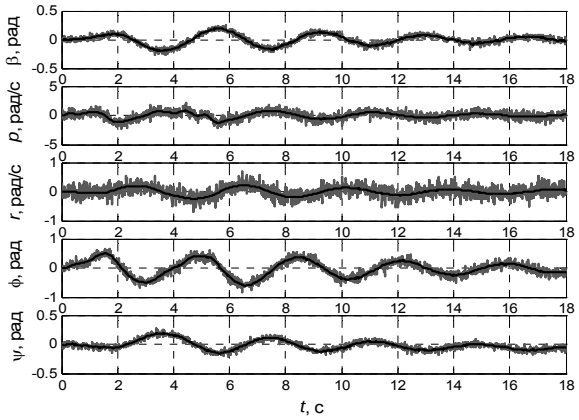


Рис. 1. Порівняння значень виміряних та оцінених вихідних даних
(— виміряні дані, • оцінені дані)

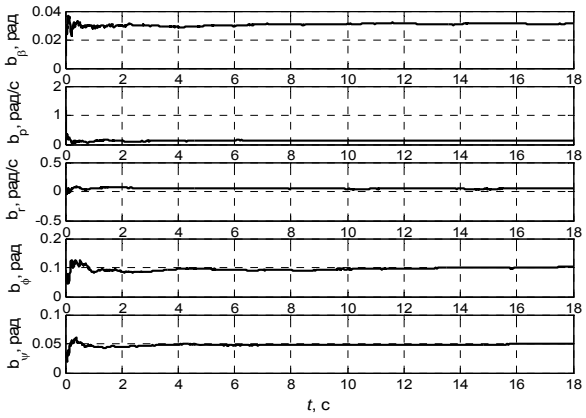


Рис. 2. Результати оцінювання зміщень датчиків за стохастичною апроксимацією Кестена

Таблиця 2

Порівняння номінальних та оцінених значень зміщень датчиків

Зміщення	b_β, рад	b_p, рад/с	b_r, рад/с	b_ϕ, рад	b_ψ, рад
Номінальні значення	0.0300	0.1000	0.0500	0.1000	0.0500
Оцінені значення	0.0305	0.1015	0.0490	0.0950	0.0480
$\varepsilon_{\%}$, %	1.67	1.50	2.00	5.00	4.00

Висновки

На основі запропонованої послідовності дій при розв'язанні задачі параметричної ідентифікації моделей ЛА було розроблено автоматизовану систему обробки інформації для розв'язання задач ідентифікації ММ ЛА, зокрема малих БПЛА, за наявності інтенсивних детермінованих та випадкових похибок датчиків на основі ММП разом з розширеною калманівською фільтрацією та стохастичною апроксимацією. Ефективність застосування розробленої автоматизованої системи обробки інформації показана на прикладі параметричної ідентифікації бічного руху малого БПЛА.

Список літератури

1. Льюнг Л. Идентификация систем. Теория для пользователя: Пер. с англ. / Под ред. Я.З. Цыпкина. – М.: Мир, 1991. – 432 с.

2. Эйкхофф П. Основы идентификации систем управления. Оценивание параметров и состояния: Пер. с англ. / Под ред. Н.С. Райбмана – М.: Мир, 1975. – 683 с.

3. McLean D. Automatic flight control systems. – Englewood: Prentice Hall Inc., 1990. – 593 p.

4. Тунік А.А., Кліпа А.М. Ідентифікація динаміки літального апарату методом максимальної правдоподібності // Вісник Вінницького політехнічного інституту. – 2003. – Вип. 6. – С. 18–23.

5. Tunik A.A., Klipa A.N. Identifiability and identification of the aircraft longitudinal motion with the maximum likelihood method // Proceedings of NAU. – 2005. – № 2 (24). – P. 78–82.

6. Кліпа А.М. Особливості ідентифікації «жорсткої» системи за наявністю шумів вимірювання на прикладі поздовжнього руху літального апарата // Електроніка та системи управління. – 2007. – №1(11). – С. 137–144.

7. Кліпа А.М., Тунік А.А. Визначення початкових значень параметрів для ідентифікації моделі в просторі станів // Електроніка та системи управління. – 2008. – №4(18). – С. 104–109.

8. Kesten H. Accelerated stochastic approximation // Ann. Math. Stat. – 1958. – №29. – P. 41–59.

УДК 629.735.05

О.М. Юрченко, асистент (НАУ, Україна)

МЕТОДИКА ОБРОБКИ СТОХАСТИЧНОЇ ІНФОРМАЦІЇ З ГІРОВЕРТИКАЛІ ЗА ДАНИМИ ЇЇ НАПІВНАТУРНИХ ІСПИТІВ

В роботі викладені нові шляхи підвищення точності існуючого пілотажного пристрою і показана ефективність таких шляхів на прикладі експериментальної оцінки реальних законів перетворення малогабаритною гіровертикалью багатомірної стохастичної інформації

Точність роботи сучасних навігаційних і керуючих систем рухливих об'єктів багато в чому залежить від точності (якості) бортових вимірників (інерціальні навігаційні системи, астроорієнтири, гіростабілізатори і т.д.). Так наприклад, підвищити точність гіростабілізаторів (ГС) особливе місце серед який займає малогабаритна гіровертикаль (МГВ) можливо за умови, якщо відомі реальні динамічні характеристики системи виміру вихідних реакцій і програмних сигналів ГС , а також збурень і перешкод вимірів. Для цього необхідно експериментальним шляхом визначити реальні механізми дії вище зазначених факторів на досліджуваний пристрій, а також кількісно оцінити сили впливу останніх на характер функціонування пристрою. З цією метою, проведений етап динамічної атестації [1] – вид напівнатурного моделювання, коли на динамічний стенд-імітатор кутових просторових рухів об'єкта містився досліджуваний об'єкт, а саме МГВ, на вхід якої подавалися вихідні сигнали попередньо створеної за допомогою комп'ютерної техніки багатомірні моделі динаміки «качки», а на виході знімалася інформація з її штатних датчиків кутів.

Постановка задачі

Об'єктом дослідження є МГВ на вхід якої надходять сигнали тангажу ϑ і крену γ, а виходом є сигнали η_ϑ і η_γ знімаються з її штатних датчиків кутів. Об'єкт дослідження можна представити в такий спосіб (рис. 1.).

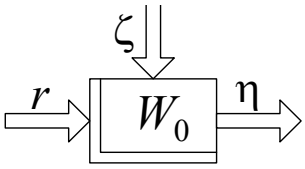


Рис. 1. Структурна схема досліджуваного об'єкта

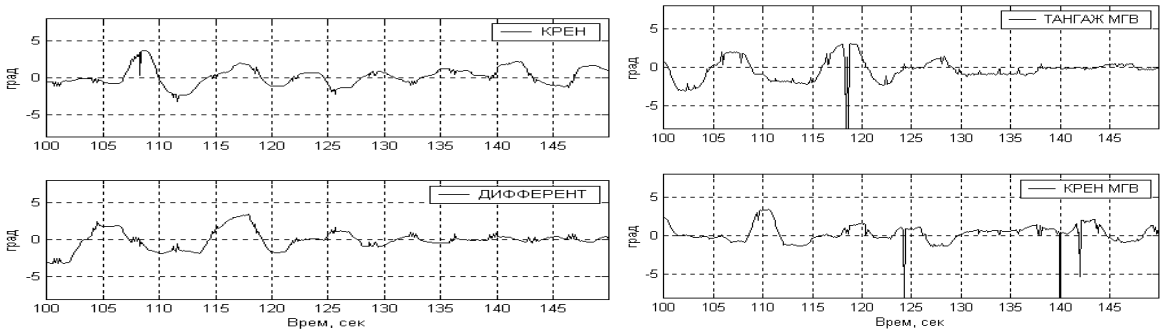
Як видно, тут W_0 - шукана матриця передатних функцій досліджуваного об'єкта , r - Фур'є образ n - мірного вектора вхідних сигналів; η - Фур'є образ m - мірного вектора вихідних сигналів.

За даними експериментальних досліджень відомі вектори вихідних сигналів η і вхідних r, котрі являють собою багатомірні випадкові стаціонарні процеси; матриці спектральних і взаємних спектральних щільностей S_{rr} , $S_{\eta\eta}$, $S_{r\eta}$, і $S_{\eta r}$ зазначених векторів сигналів повинні стати відомими після проведення етапів первинної обробки навігаційної інформації. Таким чином, як інформацію приймаються отримані під час експерименту масиви осцилограм, що визначають компоненти векторів r і η.

Проведення первинної обробки експериментальної інформації.

Розглянемо етап первинної обробки векторів вхідних і вихідних сигналів з метою визначення моделей динаміки цих векторів за результатами проведеного натурного експерименту. Приймаючи в увагу, що досліджується крейсерський режим руху об'єкта, експеримента-

льні дані після виділення трендів є стаціонарними і ергодичними. Вільні від тренда осцилограми компонент векторів r і η представлені на рис. 2.(а, б).



а) б)

Рис.2. Осцилограми компонент векторів:

а) r - вектора вхідних сигналів, б) η - вектора вихідних сигналів.

Задачею первинної обробки є визначення матриць спектральних і взаємних спектральних щільностей компонент векторів r і η.

Шукану матрицю вхідних сигналів запишемо з урахуванням теореми Вінера-Хінчина [1]

$$S_{rr} = \begin{bmatrix} S_{\vartheta\vartheta} & S_{\gamma\vartheta} \\ S_{\vartheta\gamma} & S_{\gamma\gamma} \end{bmatrix},$$

де $S_{\vartheta\vartheta}$ - спектральна щільність тангажу платформи стенда; $S_{\gamma\vartheta}$ - взаємна спектральна щільність між креном платформи стенда і тангажом платформи стенда; $S_{\vartheta\gamma}$ - взаємна спектральна щільність між тангажом платформи стенда і креном платформи стенда; $S_{\gamma\gamma}$ - спектральна щільність крену платформи стенда.

Шукана матриця вихідних сигналів має наступний вигляд:

$$S_{\eta\eta} = \begin{bmatrix} S_{\eta_\vartheta\eta_\vartheta} & S_{\eta_\gamma\eta_\vartheta} \\ S_{\eta_\vartheta\eta_\gamma} & S_{\eta_\gamma\eta_\gamma} \end{bmatrix},$$

де $S_{\eta_\vartheta\eta_\vartheta}$ - спектральна щільність тангажу МГВ; $S_{\eta_\vartheta\eta_\gamma}$ - взаємна спектральна щільність між тангажем МГВ і креном МГВ; $S_{\eta_\gamma\eta_\vartheta}$ - взаємна спектральна щільність між креном МГВ і тангажем МГВ; $S_{\eta_\gamma\eta_\gamma}$ - спектральна щільність крену МГВ.

Шукані матриці спектральних і взаємних спектральних щільностей компонент векторів вхідних і вихідних сигналів визначаються шляхом використання відомих алгоритмів [1] визначення кореляційних і взаємних кореляційних функцій досліджуваних сигналів з наступним перетворенням по Фур'є. Обробка експериментальних даних проводилася за допомогою розробленого на кафедрі програмного продукту, що здійснює зазначений метод. Результатом цієї процедури є спектральні характеристики досліджуваних сигналів у виді графічних залежностей амплітуди і фази від частоти. Деякі з них представлені на рис. 3.

Для визначення моделей динаміки компонент векторів вхідних і вихідних сигналів багатомірного динамічного об'єкта зроблена апроксимація отриманих графічних залежностей за допомогою узагальненого методу логарифмічних характеристик.

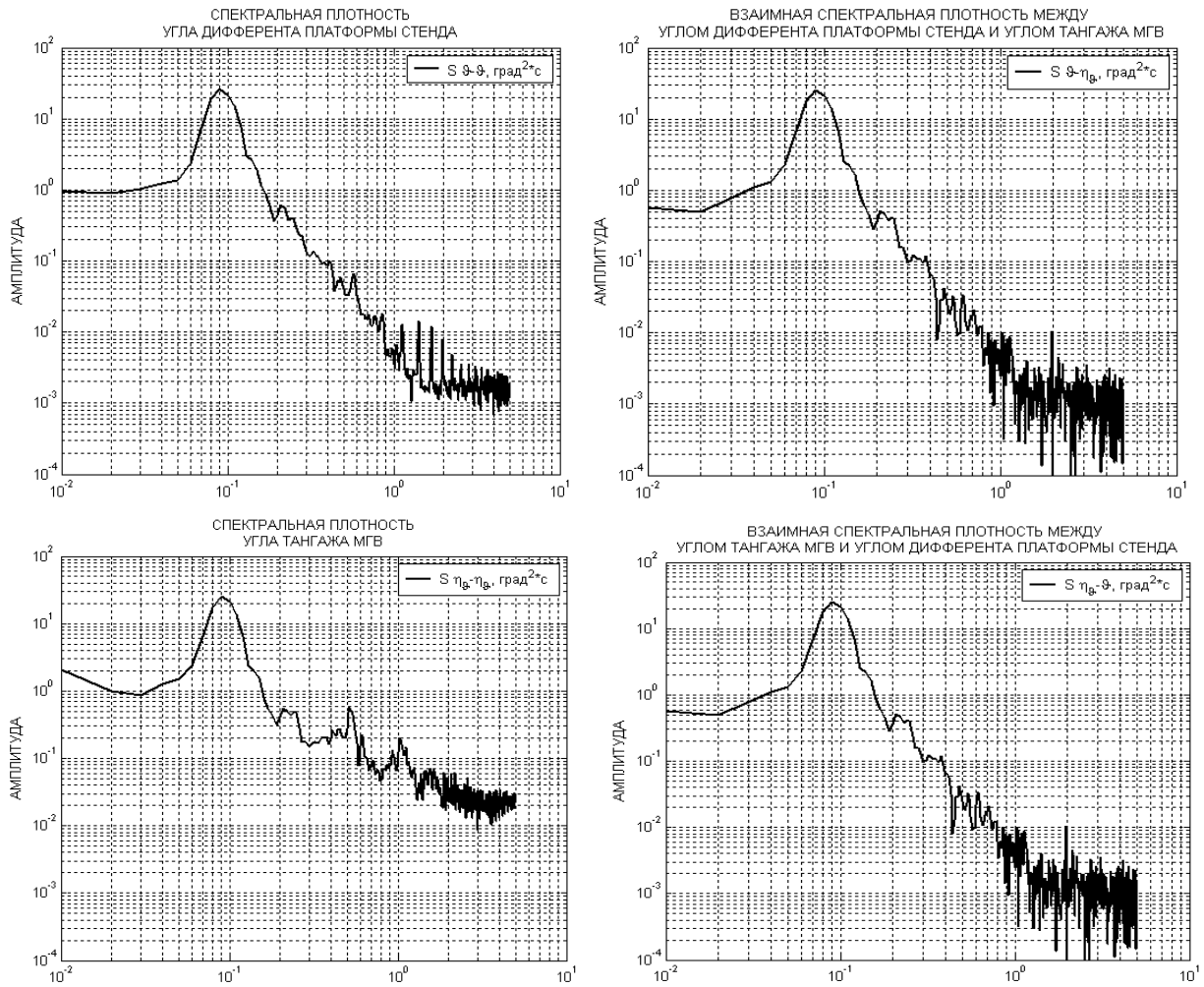


Рис. 3. Спектральні і взаємні спектральні щільності
вхідних і вихідних сигналів досліджуваного об'єкта

У результаті всіх пророблених з досліджуваними сигналами процедур отримані моделі цих сигналів у виді матриць спектральних і взаємних спектральоних щільностей вхідних сигналів:

$$S_{\vartheta\vartheta} = \frac{1{,}77^2}{\pi}\left|\frac{(1{,}13s+1)}{(1{,}77^2 s^2 + 2\cdot 0{,}1\cdot 1{,}77s+1)}\right| \text{ ; [град}^2\text{·с]}$$

$$S_{\vartheta\eta_\vartheta} = \frac{0{,}33\cdot 1{,}77\cdot 2{,}96}{\pi}\frac{(7{,}23s+1)\cdot(0{,}72^2 s^2 + 2\cdot 2{,}3\cdot 0{,}72s+1)}{\left|(1{,}77^2 s^2 - 2\cdot 0{,}05\cdot 1{,}77s+1)\right|^2\cdot(0{,}26^2 s^2 - 2\cdot 0{,}7\cdot 0{,}26s+1)} \text{ ;В град с}$$

і вихідних сигналів:

$$S_{\eta_\vartheta\eta_\vartheta} = \frac{2{,}96^2}{\pi}\left|\frac{(7{,}23s+1)\cdot(1{,}14^2 s^2 + 2\cdot 2{,}2\cdot 1{,}14s+1)}{(19{,}8s+1)(1{,}77^2 s^2 + 2\cdot 0{,}1\cdot 1{,}77s+1)\cdot(0{,}17^2 s^2 + 2\cdot 0{,}1\cdot 0{,}17s+1)}\right|^2 \text{ ; [В}^2\text{·с]}$$

$$S_{\eta_\vartheta\vartheta} = \frac{0{,}33\cdot 1{,}77\cdot 2{,}96}{\pi}\frac{(-7{,}23s+1)\cdot(0{,}72^2 s^2 - 2\cdot 2{,}3\cdot 0{,}72s+1)}{\left|(1{,}77^2 s^2 + 2\cdot 0{,}05\cdot 1{,}77s+1)\right|^2\cdot(0{,}26^2 s^2 + 2\cdot 0{,}7\cdot 0{,}26s+1)} \text{ В град с}$$

Інші взаємні спектральні щільності можуть бути отримані аналогічним шляхом.

Використовуючи отримані спектральні і взаємні спектральні щільності сигналів, виконаємо процедуру структурної ідентифікації системи за відомим алгоритмом [1].

Вирази для передаточної функції каналу, що досліджується і спектральної щільності неконтрольованого збурення, діючого в системі запишемо в наступному вигляді:

$$W_{\vartheta} = S_{\vartheta\eta_{\vartheta}} \cdot \left(S_{\vartheta\vartheta}\right)^{-1} = \frac{0{,}28 \cdot 3{,}06}{1{,}77} \times$$

$$\times \frac{\left(3{,}98^2 s^2 + 2 \cdot 1{,}1 \cdot 3{,}98 s + 1\right) \cdot \left(5{,}3 s + 1\right) \cdot \left(-5{,}3 s + 1\right) \cdot \left(1{,}69^2 s^2 + 2 \cdot 0{,}05 \cdot 1{,}69 s + 1\right)}{\left(0{,}99^2 s^2 + 2 \cdot 2{,}5 \cdot 0{,}99 s + 1\right) \cdot \left(0{,}46^2 s^2 + 2 \cdot 0{,}9 \cdot 0{,}46 s + 1\right)} \times \quad [\text{В/град}]$$

$$\times \frac{\left(0{,}26^2 s^2 + 2 \cdot 0{,}6 \cdot 0{,}26 s + 1\right) \cdot \left(0{,}26^2 s^2 - 2 \cdot 0{,}6 \cdot 0{,}26 s + 1\right)}{\left(0{,}66 s^2 + 2 \cdot 1{,}5 \cdot 0{,}66 s + 1\right) \cdot \left(0{,}66 s^2 - 2 \cdot 1{,}5 \cdot 0{,}66 s + 1\right)};$$

Редуцирував отримані в результаті ідентифікації моделі динаміки каналу, що досліджується і неконтрольованих завад, отримаємо

$$\mathrm{W}_{\vartheta} = \mathrm{S}_{\vartheta\eta_{\vartheta}} \cdot \left(\mathrm{S}_{\vartheta\vartheta}\right)^{-1} = 0{,}7 \frac{\left(4^2 \mathrm{s}^2 + 2 \cdot 0{,}8 \cdot 4\mathrm{s} + 1\right)}{\left(0{,}159^2 \mathrm{s}^2 + 2 \cdot 0{,}9 \cdot 0{,}159 + 1\right) \cdot \left(0{,}00265\mathrm{s} + 1\right)}; [\mathrm{В/град}]$$

$$\mathrm{S}_{n_{\vartheta} n_{\vartheta}} = \mathrm{S}_{\vartheta\vartheta}{}' - \mathrm{S}_{\vartheta\eta_{\vartheta}}{}' \cdot \left(\mathrm{S}_{\vartheta\vartheta}{}'\right)^{-1} \cdot \mathrm{S}_{\eta_{\vartheta}\vartheta}{}';$$

$$\mathrm{S}_{n_{\vartheta} n_{\vartheta}} = \frac{5{,}6483^2}{\pi} \left| \frac{\left(2{,}5934\mathrm{s} + 1\right) \cdot \left(0{,}26^2 \mathrm{s}^2 + 2 \cdot 0{,}6 \cdot 0{,}26\mathrm{s} + 1\right)}{\left(0{,}2066\mathrm{s} + 1\right) \cdot \left(0{,}66^2 \mathrm{s}^2 + 2 \cdot 1{,}5 \cdot 0{,}66\mathrm{s} + 1\right) \cdot \left(0{,}46^2 \mathrm{s}^2 + 2 \cdot 0{,}9 \cdot 0{,}46\mathrm{s} + 1\right)} \right|^2 ; [\mathrm{В}^2 \cdot \mathrm{с}]$$

Висновки: В результаті проведення первинної обробки векторів вхідних і вихідних сигналів каналу, що досліджується визначені його передаточна функція і спектральна щільність неконтрольованого збуреня , діючого в системі. Отримані моделі динаміки можуть бути використані в подальшому при синтезі оптимальної структури фільтра в каналі, що досліджується.

Список літератури:

1. *Блохін Л.М., Буріченко М.Ю.* Статистична динаміка систем управління – Підручник для ВНЗ. – до: НАУ, 2003.- с.208.

УДК 62.50÷681.519.5

В.Н. Азарсков, д-р. техн. наук, Л.Н. Блохин, д-р. техн. наук
(НАУ, Украина)

ПРОБЛЕМА ОБЕСПЕЧЕНИЯ КОНКУРЕНТОСПОСОБНОСТИ БОРТОВЫХ УПРАВЛЯЮЩИХ КОМПЛЕКСОВ ПОДВИЖНЫХ ОБЪЕКТОВ

Как известно, например [1], интенсификация полетов, характер и цели задач, решаемых в настоящее время на борту летательного аппарата (ЛА), необходимость обеспечения безопасности полетов и всемерной экономии топливных ресурсов, целесообразность полетов в международных транспортных эшелонах поставили на повестку дня крупную научно-техническую проблему максимизации качества (точности) управления полетом. Успешное решение последней из перечисленных проблем практически определяет и решение еще одной крупной научно-организационной проблемы – обеспечение конкурентоспособности процессов навигации и управления движением автономных объектов различного назначения, остро вставшую на повестку дня в современных условиях из-за «жесткой» конкуренции, имеющей место на мировом авиарынке.

Для максимизации эффективности и качества вновь разрабатываемых или модернизируемых систем управления (стабилизации) ЛА, как известно, например [2 – 7], необходимо научно обосновано выбирать (синтезировать) такие структуры и параметры указанных систем, которые гарантированно обеспечат достижение экстремума принятого во внимание функционала качества интересующей системы.

Максимальное качество систем управления (стабилизации) сложными техническими объектами может достигаться после проведения этапов научной разработки технических предложений (аванпроектов). Суть этих этапов в том, чтобы в результате решения так называемой задачи аналитического конструирования еще до начала выполнения основных стадий основного проектирования и доводок создаваемых изделий научно обосновано оценивать и знать предельно достижимые рубежи качества (эффективности) проектируемого изделия и их конкурентную состоятельность, определить ее оптимальную (наилучшую) структуру и в принципе решить вопрос о целесообразности начала цикла работ, направленных на создание новой или модернизацию существующей системы. При этом не производятся основные материальные и временные затраты на проектирование, изготовление, доводку и испытания новых изделий до тех пор, пока положительно не решены вопросы целесообразности, эффективности и качества новой разработки. Очевидно, что создание оптимальных управляемых комплексов должно базироваться на современных методах оптимального синтеза. Но это лишь обязательное условие.

Кроме того необходима по возможности более полная информация о реальных моделях динамики объектов управления (стабилизации), воздействий, сигналов и помех в исследуемых контурах управления. Требуется научно обосновано назначить желаемые выходы системы управления и однозначно определиться с выбором критерия ее качества и его базовых составляющих. Вся эта информация должна быть подготовлена к началу динамического проектирования (аналитического конструирования) оптимальной системы. Знание реальных (близких к ним) динамических характеристик заданной части системы, ее воздействий, сигналов и помех является определяющим моментом эффективного проведения указанного проектирования. Более точным знаниям способствует систематическое накопление; информации о моделях динамики аналогичных систем, сигналов, воздействий и помех, получаемых в результате успешного выполнения этапов идентификации и оценивания при проведении натурных или полунатурных испытаний и исследований. Успешное решение назревших задач оценивания и идентификации возможно реально при наличии соответствующих алгоритмов и программных продуктов после четких постановок указанных задач.

Результаты идентификации моделей динамики векторов сигналов и систем существующих ЛА в штатных эксплуатационных режимах полетов могли бы дать исчерпывающую

информацию для последующих этапов динамического проектирования новых и оптимальной коррекции существующих систем управления (стабилизации).

Назревшая проблема максимизации качества (точности) и эффективности процессов навигации и управления движением в определяющей мере связана со следующими обстоятельствами:

- отсутствием отечественных конкурентоспособных бортовых кибернетических комплексов (БКК);
- объективным отсутствием в традиционном ходе проектирования БКК подвижных объектов ориентации устремления на достижение конкурентоспособных рубежей качества (эффективности) изделий;
- объективным отсутствием в арсенале разработчиков БКК научно обоснованных методов, алгоритмов оптимальных обработки и преобразования стохастической навигационной информации (именно это обстоятельство делает невозможным достижение конкурентоспособности процессов навигации и управления движением);
- осознание авторами доклада, их научной школой главных условий эффективного создания отечественных БКК, таких условий как:

– отказ от выполнения стадий научно-технических экспертиз БКК и изделий в целом вне реальной (или близкой к реальной) динамической обстановки функционирования изделий;

– отказ от традиции, когда полагается что для достижения желаемого уровня качества (эффективности) БКК необходимы лишь высокоточные чувствительные элементы (датчики) первичной навигационной информации без дальнейших научно обоснованных процедур ее обработки и преобразования;

– отсутствие имитаторов натурных движений изделий, на которых устанавливаются исследуемые БКК и которые гарантируют близость натурных и имитируемых движений в ответственных режимах функционирования изделия;

– существенная недооценка разработчиками БКК ведущей роли кибернетической науки в вопросах создания или оценивания качества рассматриваемых изделий и процессов; недостаточная по современным требованиям кибернетическая грамотность разработчиков; «разрыв» между достижениями академической и отраслевой наук;

– сравнительная малочисленность видных ученых-прикладников, которые на должном уровне представляют особенности и сложности обсуждаемых проблем, видят эффективные пути их решения и объективно имеют возможность влиять на ход создания (модернизации) БКК;

– реализация в настоящее время главного условия успешного решения поставленных проблем – наличие строго научно обоснованной наукоемкой отечественной технологии создания (модернизации) конкурентоспособных БКК, которая разработана авторской научной школой и которая уже успешно прошла экспериментальную экспертизу ее высокой эффективности в процессе оптимальной модернизации управления движением уникального стенда-имитатора аэрокосмического полета в Центре подготовки космонавтов (г.Звездный, РФ).

Выводы. Представляется необходимым выйти в соответствующие государственные институции с обоснованным предложением о создании Научно-технического центра создания (модернизации) конкурентоспособных бортовых кибернетических комплексов (НТЦ БКК), который мог бы быть сектором (департаментом) ЦНИИ навигации и управления движением Минпромполитики Украины.

В настоящем докладе представляется необходимым рассмотреть и обсудить с научной общественностью предлагаемые авторами проекты функциональной структуры НТЦ БКК, а также перечня первоочередных базовых наукоемких задач создаваемого органа.

Литература.

1. *Азарсков В.Н., Блохин Л.Н., Житецкий Л.С.* Методология конструирования оптимальных систем стохастической стабилизации / Монография. – К.: НАУ, 2006. – 437 с.
2. *Алиев Ф.А., Ларин В.Б., Науменко К.И., Сунцев В.Н.* Оптимизация линейных инвариантных во времени систем управления. – К.: Наук. думка, 1978. – 327 с.
3. *Блохин Л.Н.* Оптимальные системы стабилизации. – К.: Техніка, 1982. – 143 с.
4. *Блохін Л.М.* Найважливіша науково-організаційна проблема вітчизняної авіації //Вісник ПНЦ ТАУ. – 1999. – Вип. 2. – С.5-6.
5. *Брайсон А., Хо Ю-ши.* Прикладная теория оптимального управления. Оптимизация оценки и управления. – М.: Мир, 1972. – 544 с.
6. *Блохин Л.Н., Кадышев И.К., Трифонов-Богданов П.И.* Основы навигации и пилотажно-навигационные комплексы: Учебник для вузов ГА /Под ред. Л.Н.Блохина. – М.: Воздушный транспорт, 1993. – 244 с.
7. *Блохин Л.Н., Казак В.Н.* Синтез оптимальной робастной системы стабилизации объекта с отказывающими элементами // Кибернетика и системный анализ. – 2000. – Вып. 3. – С. 151-158.

UDC 681.511.42.037.5(045)

M.A. Touat, post-graduate student (Algeria)
A.A. Tunik, professor (NAU, Ukraine)

DESIGN OF UAV ROBUST AUTOPILOT BASED ON ADAPTIVE NEURO-FUZZY INFERENCE SYSTEM

This paper is devoted to the design of neuro-fuzzy inference system (ANFIS), which is a fuzzy inference implemented in the framework of adaptive network. By using a hybrid learning procedure, this network can approximate any function linear or nonlinear utilizing input/output samples. In this implementation, ANFIS architecture is employed to model a control law synthesized with H_2/H_∞ *- robust optimization based on genetic algorithm.*

Introduction

A major problem facing the Flight Control System (FCS) designer is unavailability of an exact model and not only the vehicle itself; but also the environment in which it must operate. To overcome this difficulty, one could use a fuzzy control technique, which is based on the expert knowledge about the flight dynamic control. In the other hand, the design a fuzzy controller involves a choice of several parameters (shape and parameters of membership function, universe of discourse, number of membership functions, etc.), after setting all these parameters the designer adjusts it based on trial and error or using an optimization or adaptive procedure. In this manner, neural networks give a good alternative to learn and adjust the parameters of the fuzzy controller based on the input/output data. This paper is devoted to the design of fuzzy Takagi-Sugeno using Adaptive Neuro-Fuzzy Inference System (ANFIS) [1–2]. ANFIS structure consists of fusion of two powerful tools in soft computing; the fuzzy inference system and neural networks. Combining these two tools a designer can approximate any linear or nonlinear function using observed input/output data. The fuzzy inference is used to set the existing relations between these data, and the neural network applies its learning capability to synthesis or adjustment the fuzzy inference parameters. Due to the unavailability of training data, a robust linear quadratic Gaussian (LQG) controller based on H_2/H_∞ - robust genetic optimization is designed to be used as the training controller. The paper gives out the design methodology of such adaptive networks based on ANFIS under Matlab. The implementation process and simulating results are given for the longitudinal channel of Aerosonde UAV [3].

Structure of Adaptive Neuro-Fuzzy Inference System (ANFIS)

It is known that the fuzzy inference systems are universal approximators [4]. Combining them with neural networks this property should be preserved. As stated before, the reason of the fusion of neural network and fuzzy inference system is to utilize the learning capability of the neural network to improve the performance and adjust the fuzzy controller parameters.

Adaptive neuro-fuzzy inference system was first initiated by Jang's PhD thesis supervised by Zadeh at school of Berkley of California University [1]. ANFIS consists of approximating any function linear or nonlinear using input/output data. The fuzzy inference is used to set the existing relations between these data, and the neural networks apply its learning capability to synthesis or adjust the parameters of the fuzzy inference.

The structure depicted in Fig. 1. is a graphical representation of two rules of the simplest fuzzy Takagi-Sugeno system.

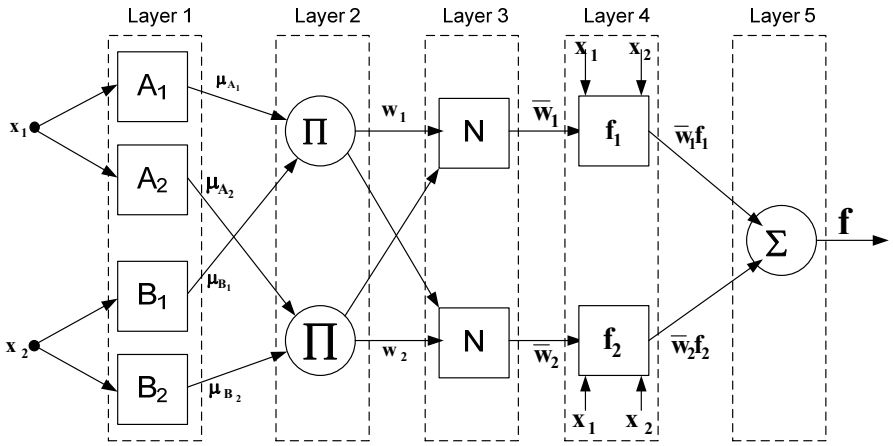


Fig. 1. ANFIS structure with 2 rules, two inputs and one output

This structure is equivalent to multilayer feed forward neural network [1]. These two rules could be expressed as follows:

$$\text{R1: If } x_1 \text{ is } A_1 \text{ and } x_2 \text{ is } B_1 \text{ then } f_1 = p_1 x_1 + q_1 x_2 + r_1$$

$$\text{R2: If } x_1 \text{ is } A_2 \text{ and } x_2 \text{ is } B_2 \text{ then } f_1 = p_2 x_1 + q_2 x_2 + r_2$$

The structure shows that the network comports 5 layers, each layer has two nodes performing the necessary computation in order to synthesize the overall output of the fuzzy controller. The function of each node is explained in the following.

The output of the ith node in layer 1 is denoted as $O_{l,i}$.

Layer 1: the output of every node i in this layer is given as follows:

$$O_{1i} = \mu_{A_i}(x_1) \qquad i = 1,2$$

$$O_{1i} = \mu_{B_{i-2}}(x_2) \qquad i = 3,4$$

As it could be seen, the nodes in this layer are adaptive since they compute the membership grade or the degree that x_1 and x_2 belonging to the fuzzy sets A_i and B_i. The membership functions could have any shape, but most used in ANFIS [1] are generalized "bell-type functions", their equation is as follows [5]:

$$\mu_{A_i}(x_j) = \frac{1}{1 + \left[\left(\frac{x_j - c_i}{a_i}\right)^2\right]^{b_i}}$$

The computed outputs of this layer O_{li} depend on the parameters of the membership function $\{a_i, b_i, c_i\}$, which will be tuned by ANFIS.

Layer 2: this layer computes the firing strength of each rule using T-norm operator

$$O_{2i} = w_i = \mu_{A_i}(x_1) \times \mu_{B_i}(x_2) \qquad i = 1,2$$

where $\times$ stands for fuzzy AND operator, in general any T-norm operator that performs fuzzy AND can be used as the node function in this layer [1–2]. It should be noted that the nodes of this layer are a fixed nodes.

Layer 3: this layer comports a fixed nodes, which computes the normalized ratio of $i-$th rule's firing strength to the total firing strength as follows:

$$O_{3i} = \overline{w}_i = \frac{w_i}{w_1 + w_2} \qquad i = 1,2$$

The outputs of this layer are also called normalized firing strengths.

Layer 4: this layer computes the contribution of each rule toward the overall output, and is done using the following node function

$$O_{4i} = \overline{w}_i f_i = \overline{w}_i (p_i x + q_i x_2 + r_i) \qquad i = 1,2$$

This layer comports adaptive nodes, since the outputs depend on the consequent parameters $\{p_i, q_i, r_i\}$.

Layer 5: the node of this layer computes the overall output as the summation of the contribution from each rule, using the following formula:

$$O_{5i} = \sum_i \overline{w}_i f_i = \frac{\sum_i (w_i f_i)}{\sum_i w_i}$$

4.2. Learning algorithm

At this stage the graphical display of the computation process of a first order Takagi-Sugeno fuzzy controller is given. In order for this representation to be more efficient, in implementing a control law, a learning algorithm is added to the structure to learn the antecedent parameters computed in layer 1 and consequent parameters computed in layer 4. The most common learning algorithm used in neural network is the back propagation [6], to learn or adjust weights on connecting arrows between neurons from input/output training samples. In the ANFIS structure, the parameters of the antecedents and consequents represent the weights. Thus, the membership functions of the antecedents are given parametrically, namely the initial shape and its parameters are specified by a finite number; these parameters constitute the antecedent parameters. From the other hand the parameters $\{p_i, q_i, r_i\}$ are referred to as the consequent parameters. The ANFIS learning algorithm consists of adjusting the above set of parameters from sample input/output data $\left((x_1^k, x_2^k), y^k\right)$, where $k = 1, \ldots, N$ represents the number of sample data.

ANFIS Training data:

To train the Sugeno model some training data should be presented to the input and output. Consequently, the ANFIS can interpolate between inputs/output data to generate the control law. The best source of acquiring the training data is naturally coming, from the trial of the actual UAV in fly. However, this method is very difficult and seems not realistic due to the unavailability of such experiences. Therefore, the training data used in this paper are obtained from simulation.

It is well known, that the Sugeno model can be viewed as special case in gain scheduling or state feedback [1–2], where the gains depends on the input membership function. For this reason, a stochastic state feedback, based on robust multivariable LQG technique, seems an appropriate choice to generate the training data for the ANFIS algorithm.

The robust multivariable LQG technique used in this paper is based on H_2/H_∞ - robust optimization, well studied in [7–9]. The first stage of this method is to design an LQG regulator based on the separation theorem, which consist on the Kalman filter and linear quadratic regulator (LQR). In the second stage the "robustization" of the control law using genetic algorithms (GAs). The fitness function used in GAs optimization is composed from H_2 - norm of the sensitivity function, to measure the performances of the closed loop system and H_∞ - norm of the complementarity sensitivity function is used to estimate the robustness. This method is used to find the trade-off between the performances and the robustness of the control system. Once this control law is deigned it can be used to train the ANFIS. During the simulation process of the robust control system, we can write down the system inputs and the system outputs.

The ANFIS used in this paper is based on first-order Sugeno model. The longitudinal dynamic of the UAV has two control variables $[\delta_e, \delta_{th}]$, elevator deflection and throttle setting. This requires the design of two independent fuzzy controllers, one for each control variable.

Case study

The state space models of the UAV longitudinal model are given by the following matrices, where the nonlinear model is linearized at three trim conditions, the nominal model is taken at $V_n = 30\,\text{m/sec}$ and two parametrically perturbed models $V_{p1} = 25\,\text{m/sec}$ and $V_{p2} = 35\text{m/sec}$. The following matrices give the respective states models:

– Nominal model:

$$A_n = \begin{bmatrix} -0.293 & 0.38 & -0.55 & -9.78 & 0 & 0.01 \\ -0.55 & -5.36 & 30 & -0.18 & 0 & 0 \\ 0.33 & -5.63 & -6.19 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0.01 & -1 & 0 & 30 & 0 & 0 \\ 41.53 & 0.78 & 0 & 0 & -0.63 & -3.85 \end{bmatrix}; \; B_n = \begin{bmatrix} -0.3 & 0 \\ -3.7 & 0 \\ -50 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 2664 \end{bmatrix}$$

– First parametrically perturbed model:

$$A_{p1} = \begin{bmatrix} -0.24 & 0.53 & -1.19 & -9.8 & 0 & 0.0116 \\ -0.59 & -4.47 & 25 & -0.47 & 0 & 0 \\ 0.43 & -4.83 & -5.15 & 0 & 0 & -0.009 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0.04 & -0.99 & 0 & 25 & 0 & 0 \\ 34.66 & 1.68 & 0 & 0 & -0.03 & -3.23 \end{bmatrix}; \; B_{p1} = \begin{bmatrix} 0.35 & 0 \\ -2.55 & 0 \\ -35.2 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 389.6 \end{bmatrix};$$

– second parametrically perturbed model:

$$A_{p2} = \begin{bmatrix} -0.35 & 0.28 & -0.058 & -9.81 & 0 & 0.016 \\ -0.55 & -6.25 & 35 & -0.016 & 0 & 0 \\ 0.28 & -6.43 & -7.21 & 0 & 0 & -0.012 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0.001 & -1 & 0 & 35 & 0 & 0 \\ 48.48 & 0.07 & 0 & 0 & -0.78 & -4.43 \end{bmatrix}; B_{p2} = \begin{bmatrix} -0.5 & 0 \\ -5 & 0 \\ -68 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 3040 \end{bmatrix};$$

The simulation results in the presence of wind turbulence represented by the Dryden filter are shown in the following figures:

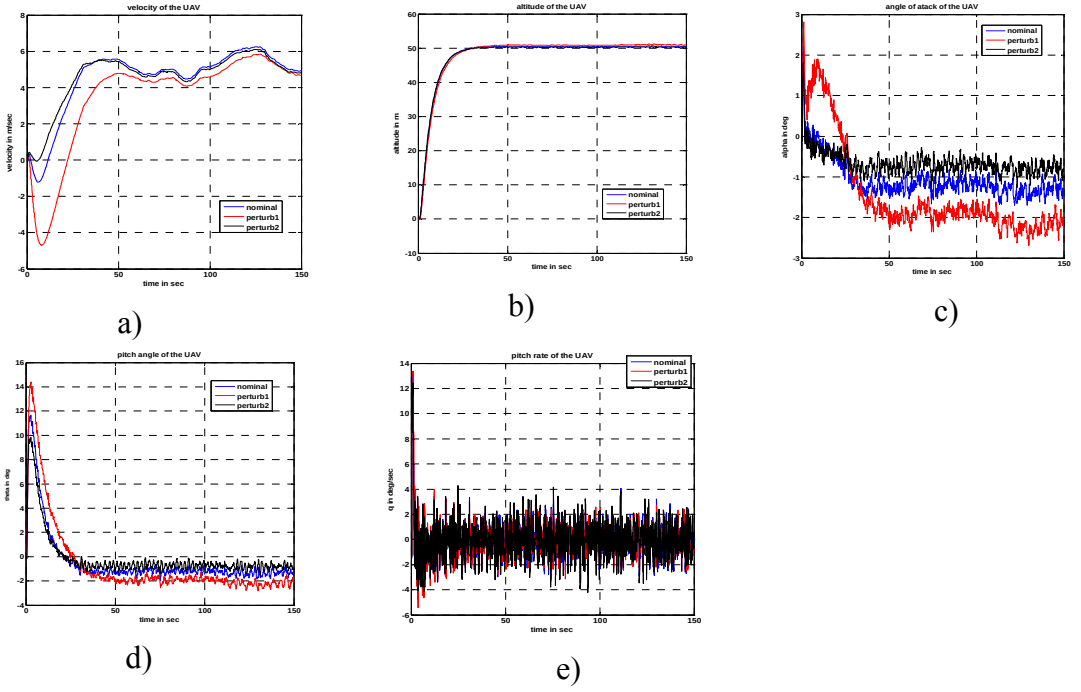


Fig. 2. Longitudinal simulation results in the presence of wind gust for nominal and perturbed models: a. velocity in m/sec, b. altitude in m, c. angle of attack in deg, d. pitch rate in deg/sec, e. pitch angle in deg.

Conclusion

The simulations results prove the efficiency of the control law designed using Adaptive Neuro-Fuzzy Inference system. As it can be seen from the figures all flight requirement are respected for the nominal as well as for the perturbed models. All ranges of the angles variations for the UAV are satisfied, altitude is stabilized at the reference signal (50 m), also the velocity reference is tracked (5 m/s), as it is shown in the first and second figures, respectively.

References

1. J-S. R. Jang, C-T. Sun, Neuro-Fuzzy and Soft Computing, a computational approach to learning and machine intelligence, by Prentice-hall, 1997, 607 p.
2. Hung T. Nguyen, Nadipuram R. Prasad, Carol L. Walker, Elbert A. Walker. A First Course in FUZZY and NEURAL CONTROL. CHAPMAN &HALL/CRC. A CRC Press Company, Boca Raton, London, New York, Washington, D.C. 291 p.
3. Aerosim Blockset, www.u-dynamics.com/
4. Passino K.M., Yurkovich S. Fuzzy control. Addison-Wesley. – Menlo Park, Reading, Harlow, Berkley, Sidney, Bonn, Amsterdam, 1998. – 502 p.
5. Fuzzy logic toolbox ^{TM} 2, user guide www.mathworks.com.
6. G. Dreyfus, J.-M Martinez, Samuelides M., Réseaux de Neurons. Méthodologie et applications : Editions Eyrolles, 61, Bld Saint-Germain 75240 Paris cedex 05. Deuxième triage 2002, 379 p.
7. A.A. Tunik, E.A. Abramovich, Parametric Robust Optimization of Digital Flight Control Systems// Proceedings of the National Aviation University, №2, 2003, pp.31 – 37.
8. A.A. Tunik, T. A Galaguz. Robust Stabilization and Nominal Performance of the Flight Control System for Small UAV // Applied and Computational Mathematics, Vol. 3, №1, 2004, pp. 34 – 45.
9. Touat M. A., Tunik A. A. Structured parametric optimization of multivariable robust control based on genetic algorithms. Proceedings of the National Aviation University, №2, 2008, pp. 10-17.

УДК:620.92(045)

В.М. Синєглазов, д.т.н., проф.,
О.А. Зеленков, к.т.н., проф.,
П.С. Соченко, к.т.н.
(Національний авіаційний університет, Україна)

ЕФЕКТИВНІСТЬ СУМІСНОГО ВИКОРИСТАННЯ ЕНЕРГІЇ МАЛОПОТУЖНИХ ВІТРІВ ТА СОНЯЧНОГО ВИПРОМІНЮВАННЯ

Розглядаються принципи побудови малопотужної енергетичної установки, яка містить вітроелектростанцію, комплект сонячних батарей, оснащених пристроєм оптимального нахилу відносно променів сонця, акумулятори та мікро контролерз відповідним програмним забезпеченням, який з'єднаний з центральним пультом управління.

В більшості регіонів України вітер має помірну швидкість з різними напрямками та існує не постійно, як в просторі так і за часом. Неважко показати, що *n* малопотужних вітроенергетичних установок(ВЕУ) дадуть енергії значно більше, ніж одна ВЕУ великої потужності навіть при умові, якщо її потужність $P_в$ буде дорівнювати сумарній потужності *n* малопотужних ВЕУ з потужностями P_i, тобто при умові $P_в = \sum_{i=1}^{n} P_i$ енергія від ВЕУ великої потужності буде менше, ніж загальна енергія від ВЕУ малих потужностей:

$$E = P_в \cdot t_в < \sum_{i=1}^{n} P_i \cdot t_i \ ,$$

оскільки $tв < \sum_{i=1}^{n} t_i$, де $t_в$, t_i – відповідно час роботи ВЕУ великої та малої *i*-ї потужності.

ВЕУ великої потужності потребують значних витрат на їх використання та розміщення і працювати будуть значно менший інтервал часу, ніж ВЕУ малої потужності.

Разом з використанням вітрової енергії в сучасному світі широко застосовують сонячну енергію. Сучасна наука стверджує, що широке сумісне використання відновлювальних джерел енергії має великі перспективи. На сьогоднішній день в цілому світі працює близько 300 000 відновлювальних джерел енергії. Близько 2% енергії у всьому світі забезпечується за допомогою вітру та сонця. По переду усіх країн світу знаходиться Німеччина. На сьогоднішній день там виробляється 10% електроенергії за рахунок вітру та сонця. В перспективі в 2012р ФРН планує отримати 30% електроенергії від відновлювальних джерел.

В зв'язку з бурхливим розвитком електроніки та мікропроцесорної техніки може бути доцільним створювати комплекти малопотужних енергетичних установок (КМЕУ) під управлінням мікроконтролерів. Такі комбіновані пристрої можуть паралельно використовувати енергію малопотужних вітрів та сонячного випромінювання під управління мікроконтролера, при застосуванні якого значно спроститься використання таких комплектів. Такі комбіновані пристрої не потребують великих земельних площ для їх реалізації і можуть бути розташовані на дахах високих будівель в містах і селах України. Слід відмітити, що розташування вітроелектростанцій за межами населених пунктів пов'язано з великими додатковими економічними затратами. Крім того, що такі ВЕУ потребують земельних площ, в лініях передач електроенергії безкорисно витрачається велика кількість отриманої енергії. Відомо, що оптимальне значення ККД лінії передач дорівнює 50%.

Для забезпечення безперервного постачання електроенергії з використанням сонячного випромінювання та вітру доцільно створити комплекти, які складаються із 4-х основних частин:

1. Малопотужна вітрова установка (МВУ), в якій для підвищення швидкості вітру (а це означає підвищення потужності) доцільно використовувати концентратори вітрової енергії різноманітних типів;

2. Сонячні панелі з концентраторами сонячного випромінювання різноманітних типів та використання пристроїв оптимального нахилу сонячних панелів відносно напрямку сонячного випромінювання;

3. Акумулятори електричної та теплової енергії в залежності від потреб;

4. Мікроконтролери для раціонального безперервного управління запропонованим комплексом в режимі реального часу.

Такі комплекси доцільно установлювати на дахах висотних будівель у містах України. На даху великої будівлі можна встановити *n* таких комплексів, якими безперервно буде управляти мікроконтролер. До цього мікроконтролера можна також підключити і комплести, які розташовані на дахах сусідніх будинків. Мікроконтролер буде управлят усіма ціми комплексами в режимі реального часу в межах можливостей відносно швидкодії, яка визначається числом обчислювальних та логічних операцій за 1 секунду.

Крім того, мікроконтролер повинен виконувати програму дистанційної технічної діагностики контролюємих комплексів та пожежно-охоронної сигналізації.

Дані із такої мережі мікроконтролерів повинні передаватись на цетральний комп'ютер, який буде розташований в окремій кімнаті, де знаходиться черговий оператор. У випадку необхідності оператор буде викликати спеціалістів з метою усунення визначених неполадок з указанням точної адреси про яку повідомить один із мікроконтролерів.

Такий варіант автоматизованої роботи суттєво скоротить витрати на використання запропонованих комплексів та зменшить собівартість виробляємої електроенергії і термін окупності використовуємих фотопанелів та малопотужних ВУ.

Як приклад, розглянемо використання таких комплектів в м.Києві.

Відповідно до даних статистичних досліджень на протязі року в середньому сонячних днів в м.Києві 273, зокрема в зимку 53, на весні 73, літом 89, восени 58. Враховуючи той факт, що сонце світить не більше 12 годин на добу, в середньому можна підрахувати, що сонце світить в місті Києві на протязі року 3504 години. Оскільки загальна кількість годин на протязі року дорівнює 8760 годин, то можна стверджувати, що середнє статистичне значення ймовірності Рс появи сонячного випромінювання на протязі року може бути обчислено наступним чином $\overline{P_с} = \frac{3504}{8760} = 0{,}4$. Аналогічно можна підрахувати відповідно до даних досліджень на метеостанціях в м.Києві кількість годин на протязі року, коли існує робочий вітер зі швидкістю, починаючи з 3 м/сек і вище, дорівнює 6137 годинам. При цьому середньостатистичне значення ймовірності $\overline{P_в}$ існування вітру в м.Києві на протязі року буде наступним $\overline{P_в} = \frac{6132}{8760} = 0{,}7$.

Звичайно, вказані середньостатистичні значення ймовірностей $\overline{P_с}$ і $\overline{P_в}$ являються приблизними і визначаються з певним ступенем довіри 95% відповідно до нормального закону розподілення середньостатистичних данних. Більше того, якщо визначити такі середньостатистичні ймовірності на протязі окремих місяців, то вони будуть суттєво відрізнятись від середньостатистичних значень ймовірностей за рік. Не зважаючи на це, такими оцінками можна користуватись для визначення початкових статистичних даних з метою створення алгоритму роботи запропонованої структури комплексу приборів для використання енергії вітру та сонячного випромінювання.

Так, з врахуванням приведених значень $\overline{P_с} = 0{,}4$, $\overline{P_в} = 0{,}7$ можна визначити ймовірність $\overline{P_{вс}}$ сумісного існування енергії вітру та сонячного випромінювання відносно до формули:

$$\overline{P_{вс}} = 1 - (1 - \overline{P_в})(1 - \overline{P_с}) = 0{,}82$$

Можна визначити також ймовірність $\overline{P_а}$, коли повинні працювати тільки одні акумулятори, якщо відсутні вітер та сонячне випромінювання разом, тобто:

$$\overline{P_а} = (1 - \overline{P_в})(1 - \overline{P_с}) = 0{,}18$$

При цьому термін $T_а$ роботи тільки одних акумуляторів при відсутності вітру та сонячного випромінювання на протязі року можна визначити, якщо помножити загальну кількість годин T=8760 на ймовірність $\overline{P_а} = 0{,}18$, тобто $T_а = T \cdot \overline{P_а} = 1577$ годин.

Таким чином, використовуючи приведені початкові данні, можна орієнтовно визначити потрібну ємність акумуляторів електричної енергії в пропонуємому комплекті.

Якщо поділити термін Та використання акумуляторів протягом року на n=365 число днів за рік, то можна отримати середнє значення $T_{да}$ терміну використання акумуляторів протягом доби, тобто:

$$T_{да} = \frac{T_а}{n} = \frac{1577}{365} = 4{,}3 \text{ години.}$$

Таким чином, при сумісному використанні енергії малопотужних вітрів та сонячного випромінювання в межах Київської області, акумулятори повинні працювати в середньому 4,3 години на добу протягом року.

Якщо використовувати тільки енергію малопотужних вітрів, то відносно приведених даних неважко підрахувати, що акумулятори повинні працювати 2628 години протягом року, або в середньому 7,2 години на добу.

Аналогічно, якщо використовувати тільки енергію сонячного випромінювання, то для безперервного забезпечення споживача електроенергією акумулятори повинні працювати 5256 годин протягом року, або в середньому 14,4 годин на добу.

Таким чином, при використанні тільки енергії малопотужних вітрів термін використання акумуляторів протягом доби збільшується в 1,7 рази, а при використанні тільки енергії сонячного випромінювання, добовий термін використання акумуляторів збільшується в 3,3 рази.

Враховуючи той факт, що вартість використання акумуляторів значно вища в порівнянні з вартістю використання малопотужних ВУ та сонячних панелей, не важко зробити висновок про те, що сумісне використання енергії вітру та сонячного випромінювання суттєво підвищує ефективність використання джерел енергії.

На рис. 6.1.1 показана структурно-функціональна схема комплекту малопотужних енергетичних установок (КМЕУ). Ця система містить наступні основні елементи: мікроконтролер (МК), який безпосередньо з'єднаний з центральним пультом управління (ЦПУ) і управляє роботою n паралельно працюючих малопотужних вітроелектростанцій (МВЕ); n компонентів сонячних батарей (КСБ), кожна з яких оснащена пристроєм оптимального нахилу сонячної панелі відносно променів сонця, та комплектом акамуляторів (КА) для зберігання підвищеної вітрової і сонячної енергії з метою подальшого її використання в періоди часу, коли відсутні енергії вітру і сонця.

Мікроконтролер (МК) успішно та ефективно в режимі реального часу управляє роботою n МВЕ, n КСБ та КА. За допомогою алгоритму (рис. 6.2.1), який враховує умови наявності або відсутності вітру та сонячного випромінювання, отримана електроенергія через лічильник передається споживачу. Лічильник електроенергії по суті своїй показує економічну ефективність запропонованого КМЕУ. Якщо енергія вітру або сонячного випромінювання, або того і другого разом перевищує дану установлену норму, то вона використовується для підзаряження комплекту акамуляторів з метою подальшого її використання, в періоди повної відсутності вітру, та сонячного випромінювання. Якщо ж вийшло так, що енергія вітру та сонячного випромінювання була відсутньою достатньо тривалий термін і ємності КА не вистачило для забезпечення споживача ,тоді під

управлінням мікроконтролера через перемикач споживач підключається до центральної енергосистеми (ЦЕС).

За допомогою мікроконтролера разом з ефективним управлінням роботою КМЕУ паралельно неважко здійснювати контроль технічного стану апаратури за допомогою програми дистанційної технічної діагностики .

Дуже важливо також паралельно застосувати контроль пожежної та охоронної сигналізації за допомогою спеціального обладнання та програми пожежно – охоронної сигналізації.

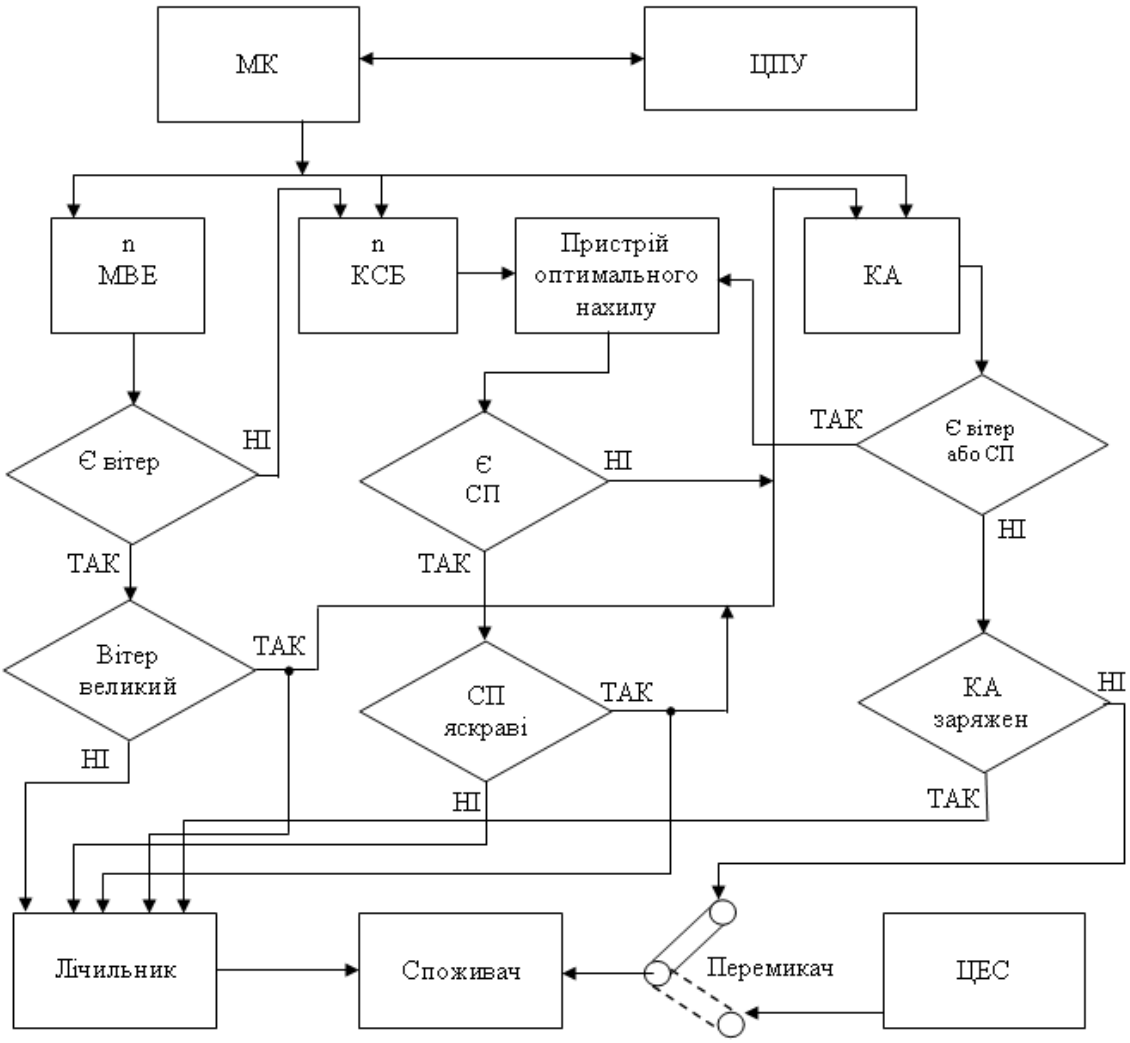


Рис. 1 Структурно – функціональна схема КМЕУ

МК – мікроконтролер; МВЕ – малопотужна вітроелектростанція; КСБ – комплект сонячної батарей; КА – комплект акумуляторів; ЦПУ – центральний пульт управління; ЦЕС – центральна енергосистема; СП – сонячні промені.

За допомогою мікроконтролера легко виконувати процес лічення постачаємої електроенергії. Такий лічильник буде мати високу точність та демонструвати економічну ефективність КМЕУ.

Відомо, що ефективність роботи сонячних батарей суттєво залежить від температури їх нагрівання та від кута нахилу плоскості світлопанелів відносно променів сонця. За допомогою мікроконтролера не важко створити просту і ефективну автоматизовану систему вибору оптимального нахилу КСБ та підтримки оптимальної температури КСБ за допомогою автоматизованої системи водяного охолодження сонячних панелей. При цьому підігріта вода може бути використана для битових потреб жильців будинку, на даху якого розташована КМЕУ.

Алгоритм роботи мікроконтролера для управління n КМЕУ

Розглянемо алгоритм роботи мікроконтролера по управлінню n комплектів малопотужних енергетичних установок (рис. 2). Блок-схема алгоритма складається із 22 основних блоків. Спочатку в блоці 1 заповнюється лічильник на n циклів , при чому кожний цикл забезпечує управління одним КМЕУ , а усього їх n , і усі вони розташовані на даху однієї або декількох високих будівель.

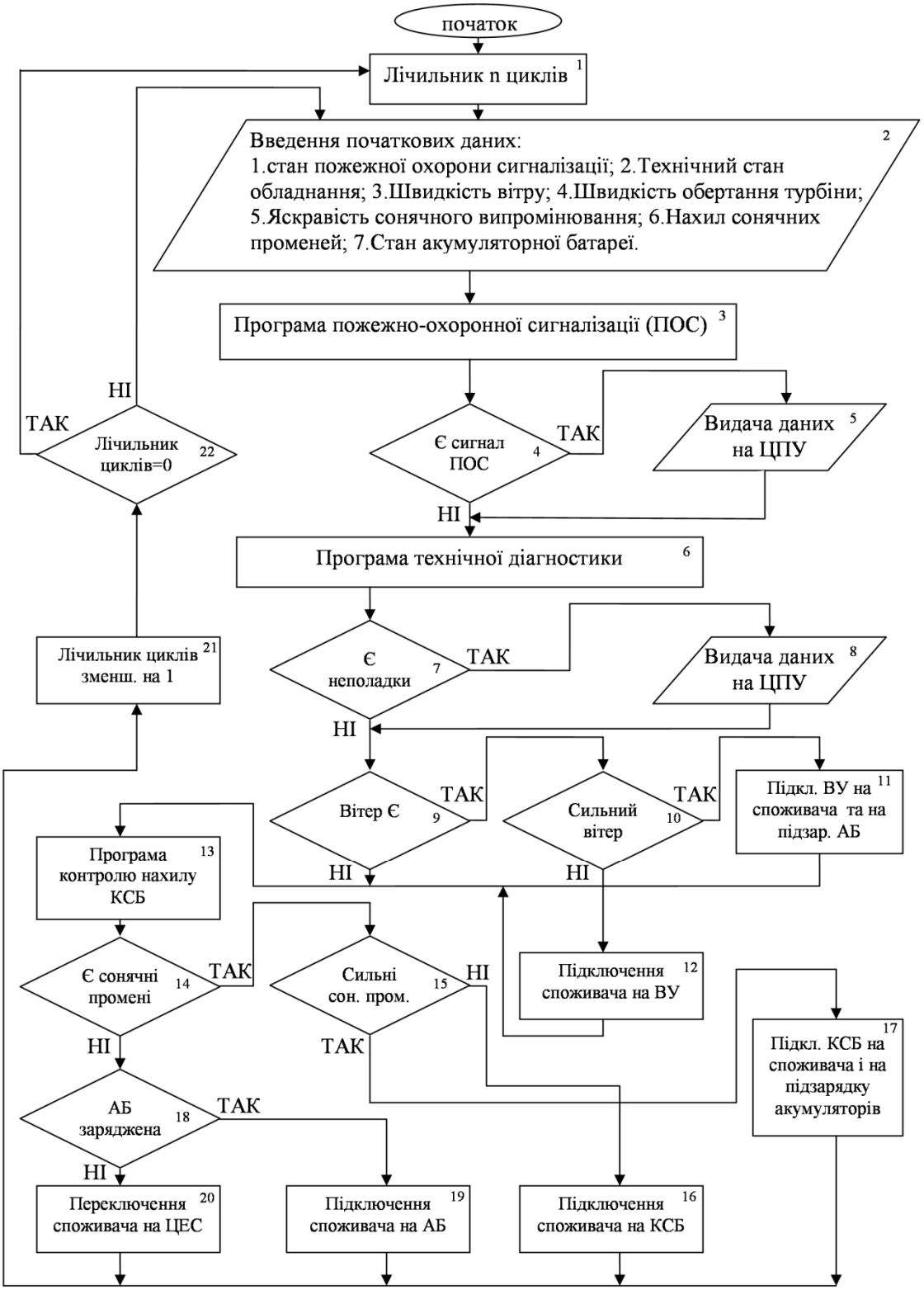


Рис. 2 Блок-схема алгоритма управління *n* КМЕУ

В блоці 2 забезпечується введення початкових даних:

1. Стан пожежно-охоронної сигналізації;
2. Технічний стан обладнання;
3. Швидкість вітру;
4. Швидкість обертання вітротурбіни;
5. Яскравість сонячного випромінювання;
6. Нахил сонячних панелей та значення температури їх нагрівання;
7. Стан акумуляторної батареї.

Блок 3 забезпечує підключення програми пожежно-охоронної сигналізації. В блоках 4 та 5 контролюється наявність сигналів про пожежу або охорону і видача цих сигналів на ЦПУ, якщо вони з'явились.

В блоках 6, 7 та 8 здійснюється програма дистанційної технічної діагностики обладнання,контроль конкретних пристроїв та видача визначених сигналів на ЦПУ , якщо вони з'явились.

В блоках 9, 10, 11 та 12 здійснюється контроль швидкості вітру та підключення споживача і акумуляторних батарей до ВУ в залежності від інтенсивності вітру.

В блоках 13,14,15,16 та 17 здійснюється контроль і установка оптимального нахилу сонячних батарей , контроль інтенсивності сонячного випромінювання та підключення споживача і акумуляторних батарей до сонячних панелей в залежності від інтенсивності сонячного випромінювання.

В блоках 18, 19 і 20 виконується контроль ступенів заряженності акумуляторних батарей та підключення споживача до акумуляторних батарей або до центральної енергосистеми в залежності від стану акумуляторів.

В блоках 21, 22 контролюється лічильник числа циклів роботи всієї програми, оскільки в кожному циклі програми виконується контроль і управління тільки одним із n КМЕУ. Якщо усі n КМЕУ перевірені і працюють, то в лічильнику числа циклів буде записаний 0, і в нього потрібно заново ввести число n і повторити процес контролю та управління усіма n КМЕУ в режимі реального часу з необхідним темпом контролю та управління.

Висновки

Пропонуємий метод використання енергії малопотужних вітрів та сонячного випромінювання має наступні переваги:

- суттєве спрощення і, як наслідок, здешевлення системи використання;
- підвищення енергетичного забезпечення великих міст та селищ України як мінімум до 10 – 20%;
- поліпшення екологічного стану в Україні;
- збільшення числа робочих місць для спеціалістів високої кваліфікації.

Список літератури

1. *Синєглазов В.М., Зеленкою О.А., Соченко П.С., Сидоренко К.М.* Пристрій дистанційного контролю використання енергії. Патент України №10391 від 15.11.05.
2. *Синєглазов В.М., Зеленкою О.А., Соченко П.С., Сидоренко К.М.* Пристрій дистанційної діагностики технічного стану складних електронних систем. Патент України №18478 від 15.11.06.
3. *Зеленков О.А., Соченко П.С.* Эффективность ветроэнергетики //Електроніка та системи управління. – К.: НАУ. – 2006. - № 1. – С.26 – 30.
4. *Синєглазов В.М., Зеленков О.А., Соченко П.С.* Ефективність сумісного використання енергії малопотужних вітрів та сонячного випромінювання, НАУ//Електроніка та системи управління. – К.: НАУ. – 2007. - № 1(II). – С.152 – 155.
5. *Кривцов В.С., Олейников А.М., Яковлев А.И.* «Неисчерпаемая энергия» (кн. 1), «Ветроэлектрогенераторы» (кн. 2). Х.: Нац. Аэрокосмический университет, 2003. – 400 с.
6. *Бойко Б.Т., Хрипунов Г.С.* Гелиоэнергетика – будущее Украины. – Х.: НТУ ХПИ, 2000.

УДК 621.372.061 9 (045)

В.В. Васильев, д.т.н.,
Л.А. Симак, д-р техн. наук
(Отделение гибридных моделирующих и управляющих систем в энергетике ИПМЭ им. Г.Е.Пухова НАН Украины, Украина)

АППРОКСИМАТОРЫ ДИФФЕР-ИНТЕГРАЛЬНЫХ ОПЕРАТОРОВ НЕЦЕЛЫХ ПОРЯДКОВ НА ОСНОВЕ НЕОДНОРОДНЫХ ДЛИННЫХ ЛИНИЙ

Рассмотрены вопросы аппроксимации дифференциально-интегральных операторов нецелых порядков на основе неоднородных длинных линий RC-типа конечной длины. Исследована зависимость входного импеданса отрезка длинной линии от частоты сигналов и длины отрезка на основе решения уравнения Риккати.

Введение и постановка задачи. Проблема синтеза электрических моделей диффер-интегральных операторов нецелых порядков связана с реализацией концепции дробного конденсатора (дробной индуктивности) [3]. Из теории электрических цепей известно, что комплексные сопротивления основных элементов электрических цепей (индуктивности, резистора, конденсатора) описываются зависимостями соответственно:

$$\dot{Z}_L = j\omega L,\ \dot{Z}_R = R,\ \dot{Z}_C = \frac{1}{j\omega C}. \qquad (1)$$

В связи с развитием математического анализа нецелых порядков в теоретической электротехнике ввели понятие фрактора – гипотетического элемента электрической цепи, обобщающего по своим свойствам упомянутые элементы. Комплексное сопротивление такого элемента имеет вид:

$$\dot{Z}_F = (j\omega N)^{\beta} \qquad (2)$$

Соотношение (2) превращается в одно из выражений (1) при $\beta := 1,\ 0,\ -1$ соответственно. При нецелых значениях β указанная формула описывает зависимость от частоты и порядка оператора комплексного сопротивления фрактора. Для случая $\beta < 0$ гипотетический элемент принято называть дробным конденсатором, при $\beta > 0$ - дробной индуктивностью. В логарифмическом масштабе амплитудно-частотные характеристики фрактора линейно зависят от частоты, а фазо-частотные характеристики инвариантны (от частоты не зависят). К сожалению, в настоящее время неизвестны элементы электрических цепей, идеально точно воспроизводящие характеристики фрактора. Поэтому задача синтеза таких элементов может ставиться как аппроксимационная. В работе [2] рассмотрены вопросы синтеза аппроксимационных моделей фрактора на основе линейных RC-цепей. В статье [1] исследовались частотно-пространственные характеристики однородных длинных линий на предмет реализации интегральных операторов порядка ½ . В данной работе будет рассмотрен вопрос аппроксимационного синтеза интегральных операторов нецелых порядков, отличающихся от ½ , на основе решений нелинейного дифференциального уравнения Риккати для неоднородной длинной линии RC-типа.

Математическая модель импеданса неоднородной длинной линии.
Эквивалентная схема отрезка неоднородной длинной линии RC-типа приведена на рис.1.

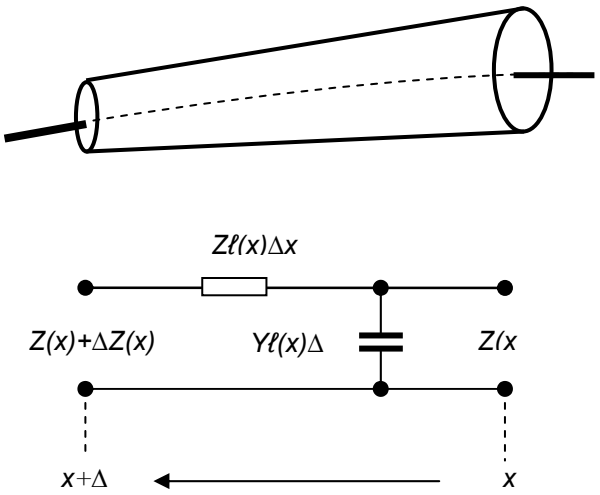


Рис.1. Отрезок неоднородной длинной линии и его эквивалентная схема

Входной импеданс линии в сечении $x + \Delta x$ определится из выражения:

$$Z(x) + \Delta Z(x) = Z\ell(x)\Delta x + \left(\frac{1}{Z(x)} + Y\ell(x)\Delta x \right)^{-1}, \qquad (3)$$

где: $Z(x)$ - входной импеданс линии в сечении с координатой *x,*

$Z(x) + \Delta Z(x)$ - входной импеданс линии в сечении с координатой $x + \Delta x$,

$Z\ell(x)$ - продольный импеданс линии на единицу длины линии,

$Y\ell(x)$ - поперечный адмиттанс линии на единицу длины линии.

Формула (3) получена путем применения известного правила параллельного и последовательного соединения элементов эквивалентной схемы замещения участка длинной линии.

Преобразуя (3) путем перехода к пределу при $\Delta x \to 0$ и пренебрегая степенями Δx выше первой, получим следующее дифференциальное уравнение относительно входного импеданса длинной линии, известное как уравнение Риккати[4]:

$$\frac{dZ(x)}{dx} + Y\ell(x)Z(x)^2 - Z\ell(x) = 0. \qquad (4)$$

Неоднородные длинные линии RC-типа. Реализация интегральных операторов дробных порядков, отличных от ½ , возможна на основе неоднородных длинных линий RC-типа. Ниже мы рассмотрим реализацию аппроксимаций интегральных операторов порядков $\frac{1}{3}$ и $\frac{2}{3}$. Для нашего рассмотрения мы используем случай неоднородной длинной линии с экспоненциальными зависимостями от пространственной координаты распределенных сопротивления и емкости вида:

$$\begin{aligned} r(x) &= r_0 \cdot e^{-\alpha x}, \\ c(x) &= c_0 \cdot e^{-\gamma x}, \end{aligned} \qquad (5)$$

где $\alpha \neq \gamma$.

Выбор именно экспоненциальных длинных линий объясняется возможностью получения в системе Mathematica [5] аналитического решения уравнения Риккати. Поиск других типов неоднородных длинных линий, реализующих интегральные операторы нецелых порядков, является одним из возможных направлений дальнейших исследований.

Линия с параметрами: $r(x) = r \cdot e^{-x}; c(x) = Ca \cdot e^{-2x}$.

Фрагменты программы с комментариями приведены ниже.

Нахождение аналитического решения уравнения Риккати (синусоидальный периодический режим):

```
DSolve[{z'[x] - r * e^-x + i * 2 * π * f * Ca * e^-2 x * z[x]^2 == 0, z[0] == w}, z[x], x]
```

Аналитическое решение уравнения, полученное системой Mathematica, здесь не приводится в связи с его громоздкостью. Далее решение этого уравнения определяется как функция, определяемая пользователем (user defined function): **zo[r_,Ca_,f_,x_,w_].**

Задание числовых параметров и упрощение выражения:

```
z0 = zo[1000, 10^-8, f, x, 0];
```

$$\left(2000\left(\left((1+i)\sqrt{f}\right)^{2/3}\text{HypergeometricOFl}\left[\frac{2}{3},\frac{i e^{-3x} f \pi}{450\,000}\right]\text{HypergeometricOFl}\left[\frac{4}{3},\frac{i f \pi}{450\,000}\right]-\left((1+i)\sqrt{e^{-3x}}\sqrt{f}\right)^{2/3}\text{HypergeometricOFl}\left[\frac{2}{3},\frac{i f \pi}{450\,000}\right]\text{HypergeometricOFl}\left[\frac{4}{3},\frac{i e^{-3x} f \pi}{450\,000}\right]\right)\right)\Big/$$
$$\left(2e^{x}\left((1+i)\sqrt{e^{-3x}}\sqrt{f}\right)^{2/3}\text{HypergeometricOFl}\left[\frac{1}{3},\frac{i e^{-3x} f \pi}{450\,000}\right]\text{HypergeometricOFl}\left[\frac{2}{3},\frac{i f \pi}{450\,000}\right]-\frac{1}{50\,000}i e^{-2x}\left((1+i)\sqrt{f}\right)^{2/3} f \pi\,\text{HypergeometricOFl}\left[\frac{4}{3},\frac{i f \pi}{450\,000}\right]\text{HypergeometricOFl}\left[\frac{5}{3},\frac{i e^{-3x} f \pi}{450\,000}\right]\right)$$

Аналогичным образом можно получить решение уравнения для другого закона изменения распределенных параметров линии: $r(x) = r \cdot e^{-2x}; c(x) = Ca \cdot e^{-x}$. В обоих случаях решения, полученные системой Mathematica, содержат гипергеометрические функции. Визуализация частотных характеристик решений уравнения Риккати для указанных случаев приведена на рис. 2 и 3. Анализ частотных характеристик показывает, что отрезки неоднородных длинных линий с экспоненциальными зависимостями от пространственной координаты распределенных параметров, аппроксимируют интегральные операторы порядков 1/3 и 2/3 для частот больше 100 кгц. Для сравнения на рис. 2 приведена также амплитудно-частотная характеристика интегратора порядка 1.

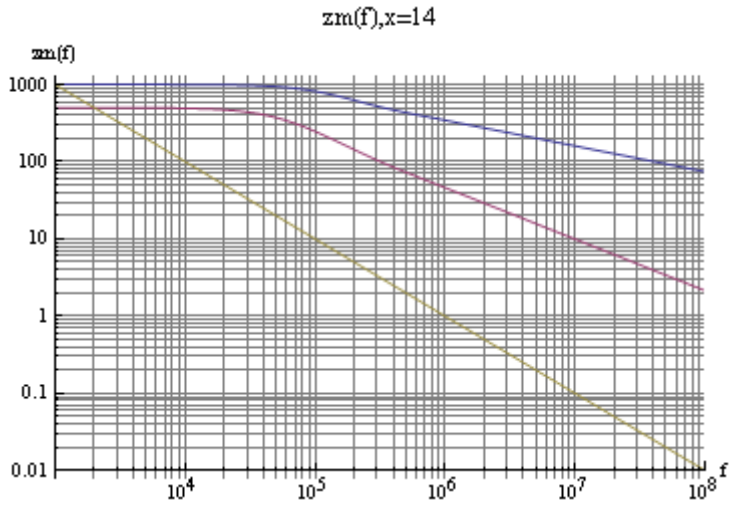


Рис.2 Амплитудно-частотные характеристики решений уравнений Риккати

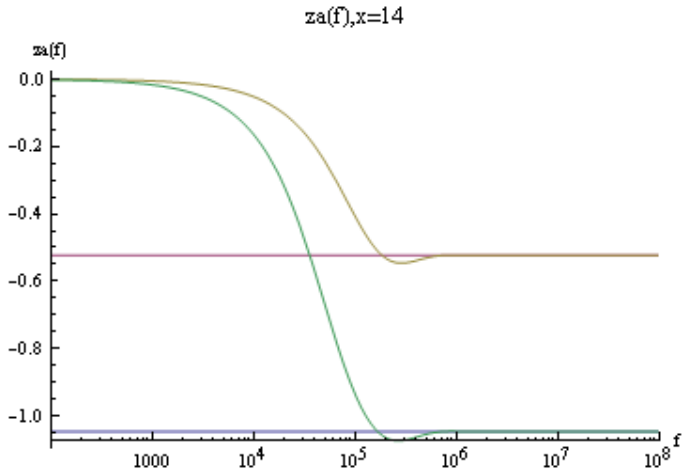


Рис.3 Фазо-частотные характеристики решений уравнений Риккати

Выводы

Анализ решений уравнения Риккати для установившегося синусоидального режима неоднородной длинной линии RC-типа с экспоненциальными законами изменения распределенных сопротивления и емкости показал:

- в определенном диапазоне частот сигналов наблюдается приемлемая аппроксимация интегральных операторов нецелого порядка;
- при равных показателях экспонент, как и в случае однородной длинной линии, порядок интегрального оператора равен ½ ;
- интегральные операторы нецелых порядков, отличных от ½ , аппроксимируются отрезками неоднородных длинных линий с экспоненциальными законами изменения распределенных параметров в случаях, когда показатели экспонент для распределенных сопротивлений и емкостей неодинаковы;
- дифференциальные операторы нецелых порядков могут быть аппроксимированы на основе соответствующих интегральных операторов и техники операционных усилителей.

Список литературы

1. *Васильев В.В., Симак Л.А.* Исследование частотно-пространственных характеристик импедансов длинных линий на основе решений уравнения Риккати // Електроніка та системи управління. – 2008, № 2(16). – С. 125-132.
2. *Симак Л.А.* Аппроксимационный синтез электронных цепей, моделирующих интегро-дифференциальные операторы нецелых порядков // Електроніка та системи управління. – 2005, №1. – С. 140-151.
3. *Oldham K.B., Spanier J.* The Fractional Calculus. – New-York & London: Academic Press, 1974. – 234p.
4. *Pipes Louis A.* Computation of the Impedances of Nonuniform Lines by a Direct Method // A.J.E.E. Transactions of the Amer. Inst. Electr.Eng.. – 1956. – Vol. 75. – Pt.1. – p. p. 551-554.
5. *Stephen Wolfram* The Mathematica Book. – Wolfram Media & Cambridge University Press, 1999. – 1470 p.

УДК 621.3 (075)

Ю.А. Егоршин, к.т.н.
(Национальный авиационный университет, Украина)

ПРИМЕНЕНИЕ НУЛЛОРНЫХ МОДЕЛЕЙ В ЗАДАЧАХ АНАЛИЗА ЭЛЕКТРОННЫХ ЦЕПЕЙ

Предлагаются методики расчета линейных электронных цепей, содержащих операционные усилители, с использованием нуллорных моделей электронных элементов.

Введение и постановка задачи

Нуллорные модели (НМ), представляющие собой пару аномальных элементов – ноллатор (NL) и норатор (NR) были предложены еще 40 лет назад и описывались в технической литературе и в учебных пособиях [1,2,3].
В последнее время удалось уточнить НМ для строгого описания любых активных линейных цепей, содержащих, например, транзисторы и операционные усилители, разных типов.
Простота этих моделей позволяет производить расчеты относительно сложных цепей, даже при отсутствии высокой квалификации, например, у студентов младших курсов ВУЗа. Ниже предлагается методики анализа линейных электронных цепей, содержащих операционные усилители (ОУ), основанные на использовании приближенных НМ.
Нуллорные модели НМ – пара *NL*, *NR*, рис.1, соответствует некоторому идеальному ОУ.

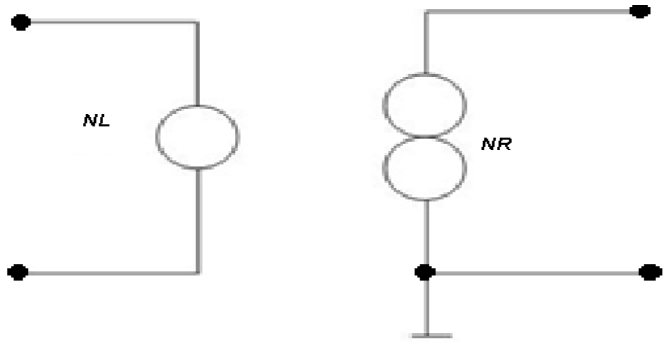


Рис.1. Нуллорная модель

Рассмотрим применения НМ в задачах анализа линейных схем, содержащих один ОУ.

Методика расчета, основанная на методе уравнений Кирхгофа

Рассмотрим схему активного фильтра, рис.2.

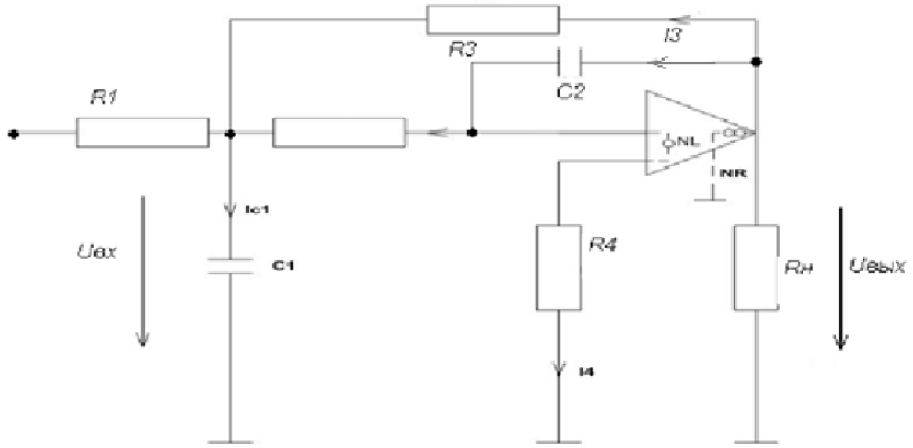


Рис.2. Схема фильтра

Учтем вход ОУ в виде ***NL***, а выход в виде ***NR***. Тогда с учетом свойств ***NL*** считаем I_4=0, φ_b=0, φ_a=0. Задаем некоторое значение $U_{вых}$. Тогда $U_{c2}= \varphi_b- \varphi_a= U_{вых}$ и $I_{C1}= Y_{c2}\ U_{вых}$. С учетом свойств ***NL*** имеем $I_2= I_{C2}$ (I_2 -ток через R_2). Отсюда U_{R2} и потенциал $\varphi_c= \varphi_a- U_{R2}=- U_{R2}$. Зная φ_c, находим $I_3= (\varphi_c- \varphi_a)/ R_3= U_{вых}(1- Y_{c2}R_2) R_3$, $I_{C2}= Y_{c1}\ \varphi_c= -Y_{c1}\ Y_{c2}\ R_2\ U_{вых}$. Зная I_3, I_2, I_{C1}, по первому закону Кирхгофа находим $I_1= I_{C1}- I_2- I_3=(-Y_{c1}\ Y_{c2}\ R_2 - Y_{c2} – 1/ R_3+ Y_{c2}\ R_2/ R_3)\ U_{вых}$, находим $U_{R1}= I_1R_1$. Далее получаем $U_{вх}= U_{R1}+ \varphi_c\ U_{вх}=- U_{вых}(Y_{c2}\ R_2+ R_1\ Y_{c1}\ Y_{c2}\ R_2+ R_1\ Y_{c2}- R_1/ R_3+ Y_{c2}\ R_2\ R_1/ R_3)$ отсюда находим $Ku= U_{вых}/U_{вх}$=-1/ ($Y_{c2}\ R_2+ R_1\ Y_{c1}\ Y_{c2}\ R_2+ R_1\ Y_{c2}- R_1/ R_3+ Y_{c2}\ R_2\ R_1/ R_3$). Это выражение полностью совпадает с с выражением Ku приведенном в [2].Итак последовательность расчета схемы, рис.2, можно символично представить в виде:

$$\varphi_в \rightarrow \varphi_a \rightarrow U_{C2} \rightarrow I_{C2} \rightarrow U_{R2} \rightarrow I_1 \rightarrow U_{R1} \rightarrow U_{вх} \rightarrow Ku$$

Подобным образом можно рассчитать и другие схемы АФ, собранные на одном ОУ, приводимые в примере [2].

Методика расчета, основанная на матрице узловых потенциалов.

Номеруем узлы в схеме, рис.2. d=1, e=2, c=3, α=4. Составляем матрицу проводимости схемы рис.2. Поскольку $\varphi_a= \varphi_в= \varphi_4$=0, то в этой матрице зачеркиваем столбец №4. Поскольку проводимость $g_{вых}$=∞, то в этой матрице зачеркиваем строку №2. Тогда упрощенная матрица имеет вид:

$$|Y| := \begin{pmatrix} \blacksquare & \blacksquare & \blacksquare \\ Y31 & Y32 & Y33 \\ 0 & Y42 & Y44 \end{pmatrix},$$ где $Y31=-g1,\ Y32=-g3,\ Y42=-Yc2,\ Y33=g1+g2+g3+Yc1,$ $Y44=g2+Yc2$ (значения проводимости первой строчки можно не указывать).

Ku находим в виде Ku=-Δ12/Δ11, где Δij – алгебраическое дополнение к элементу *ij* матрицы $|Y|$. Нетрудно видеть, что полученные результаты совпадают с приведенными выше.

Методика расчета схем, содержащих несколько операционных усилителей.

Рассмотрим расчет гиратора [2,3], рис.3.

Пример.

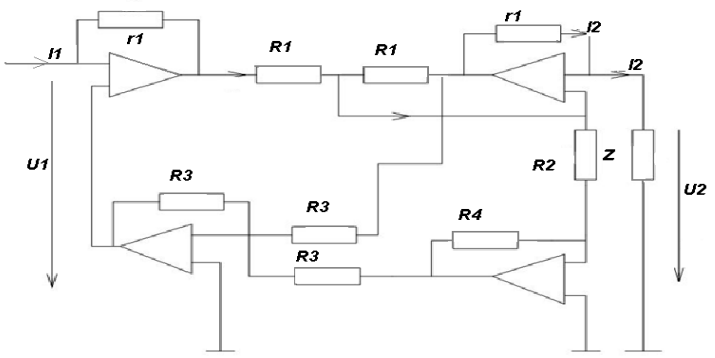


Рис.3. Гиратор с заземленной нагрузкой

Заметим, что в [1] потенциал φ_{S3} принимается равным $-U_2$, что возможно лишь при равенстве $R_4=R_2$, что не указано в [1], а в [2] сопротивление R_4 вообще ошибочно принято равным нулю. Далее в [1] потенциал $\varphi_x= U_2$ приравнивается полусумме потенциалов φ_{S1}, φ_{S2}. Это справедливо только при отсутствии тока I_x (в [1], кстати, предполагается $R_2 >> R_1$). Расчет схемы, рис.3, в [2] отсутствует, а в [1] получены лишь соотношения типа $U_2=-Z_1 I_2$ $U_1=-R_1 I_1$, которые являются приближенными.

Рассмотрим более строго расчет схемы, рис.3, и определим выражение $Z_{вх}$. Используем представление входов ОУ в виде *NL*. Тогда можно утверждать, что $U_{R2}= U_2$.. Поскольку $I_2=YU_2$, то потенциал $\varphi_{S2}= U_2(1+Yr_1)$

Используем следующий алгоритм расчета, рис.4.

$U_{R2}= U_2= \varphi_x \rightarrow \varphi_{S2}= U_2(1+Yr_1) \rightarrow \varphi_{S3}=- U_2,\ (R_4=R_2) \rightarrow U_1= \varphi_{S4}= U_2 - U_2(1+Yr_1)= - U_2\ Yr_1 \rightarrow U_1= \varphi_{S4}= U_2 - U_2(1+Yr_1)= - U_2\ Yr_1 \rightarrow I_1'=(\varphi_{S2}- \varphi_x)\ R_1^{-1}= U_2\ Yr_1\ R_1^{-1} \rightarrow I_0'= I_x - I_1'= I_{R2}- I_1'= U_2[R_2^{-1}- Yr_1\ R_1^{-1}] \rightarrow \varphi_{S1}= \varphi_x+I_0R_1=U_2[1+R_1R_2^{-1}- Yr_1] \rightarrow I_1=- U_2[1+R_1R_2^{-1}]\ r_2^{-1} \rightarrow Z_{вх}=U_1\ I_1^{-2}$

Рис.4. Алгоритм расчета

Используя приведенные выше соотношения, получим

$Z_{вх}= Yr_1\ r_2/1+R_1R_2^{-1}$, если учесть [1], что $R_1R_2^{-1}<<1$, то $Z_{вх}\approx Yr_1\ r_2=j\omega L_{экв}$, когда $Y=j\omega C$. Т.е. конденсатор C преобразуется в эквивалентную индуктивность $L_{экв}= r_1\ r_2C$, что характерно для гиратора.

ВЫВОДЫ

1. Использование нуллорных моделей позволяет наиболее просто рассчитывать схемы, содержащие операционные усилители, работающие в линейном режиме.
2. Для проведения расчета оказывается достаточным знание свойств нуллора (вольтамперная характеристика - точка в начале координат), а также использование законов Кирхгофа и Ома.
3. Приведены алгоритмы расчета – последовательность простейших алгебраических операций, позволяющие определить коэффициенты передачи и входные сопротивления схем в символической форме.

Список литературы

1. *Марше Ж.* Операционные усилители и их применение. Л.: Энергия, 1974. – 216 с.
2. *Бессонов Л.А.* Линейные электрические цепи. Новые разделы курса теоретических основ электротехники. М.: Высш. шк.1983. – 336 с.
3. *Матханов П.Н.* Основы синтеза линейных электрических цепей. М.: Высш. шк., 1976. –208 с.
4. *Єгоршин Ю.О., Красноусова О.Ю.* Нулатор – нораторні моделі електронних елементів активних кіл// Вісник НАУ, К.: НАУ, 2003, вип. 1-2
5. Электронные устройства измерительно-вычислительных комплексов, методические указания и контрольная работа для студентов заочного факультета – К.: КМУГА, 1994. – 40 с.

УДК 629.735:656.71.06:621.31

С.С. Дев'яткіна, к.т.н., С.Г. Ванецян, к.т.н.
(Національний авіаційний університет, Україна)

ВДОСКОНАЛЕННЯ СИСТЕМИ ЕЛЕКТРОПОСТАЧАННЯ АЕРОДРОМНИХ ВОГНІВ ЗЛІТНО-ПОСАДКОВОЇ СМУГИ В СВІТЛОСИГНАЛЬНИХ СИСТЕМАХ АЕРОДРОМУ І-ІІІ КАТЕГОРІЙ

Пропонується вдосконалена система електропостачання надземних аеродромних вогнів злітно-посадкової смуги, впровадження якої в практику дозволить підвищити показники надійності світлосигнальних систем аеродрому І-ІІІ категорій та отримати економічний ефект.

Технічний прогрес, як відомо, не стоїть на місці – розробляються нові системи, вдосконалюються характеристики елементів, в сотні разів підвищуються їх показники надійності. Дане явище відбувається і в авіаційній галузі – за останні десять років технічний рівень світлосигнального обладнання аеродромів, також, підвищився. Нове сучасне світлосигнальне обладнання має більш розширені функції, створюються аеродромні вогні нових типів, а середнє напрацювання до відмови (на відмову) елементів світлосигнальних систем аеродромів (ССА) зросло у десятки разів і складає до сотень тисяч годин.

На сьогоднішній день вітчизняні аеропорти, світлосигнальне обладнання яких вже застаріло і морально і фізично, проводять його модернізацію, встановлюють нове сучасне обладнання зарубіжних фірм-виробників. У кількох аеропортах планується введення в експлуатацію другої злітно-посадкової смуги (ЗПС), для якої необхідна розробка проекту нової ССА, що має враховувати не тільки вимоги нормативно-технічних документів, а й особливості даного аеродрому (склад і технічний рівень аеродромного обладнання, стратегію його технічного обслуговування, наявність (резервування) другої ЗПС, тощо).

Існуючий науково-технічний прогрес обов'язково має знаходити своє відображення у вітчизняних нормативно-технічних документах (НТД), інакше, їх застарілі вимоги будуть виконувати функції гальма технічного прогресу. Не потребує доведення той факт, що нове сучасне обладнання не може проектуватися, спираючись на вимоги НТД, що на сьогоднішній день є хибними.

Вимоги НТД повинні аналізуватися, принаймні, раз у п'ять-десять років, і, якщо в результаті аналізу вони окажуться застарілими, повинні замінюватися новими сучасними вимогами, що враховують передовий досвід в галузі відповідної науки і техніки. Такий підхід широко застосовується в світі, наприклад, основні (але не всі) стандарти ІКАО регулярно переглядаються і виходять у новій редакції.

Таким чином, при створенні нових систем не виникає ніяких протиріч – проектування складних багатофункціональних систем відбувається відповідно до сучасних вимог з застосуванням нового сучасного обладнання.

Вказана проблема є дуже актуальною стосовно світлосигнального обладнання аеродромів, адже від нього залежить рівень безпеки польотів повітряних кораблів на аеродромах цивільної авіації.

Метою даної доповіді є обґрунтування пропозиції щодо вдосконалення системи електропостачання підсистеми вогнів ЗПС на підставі критичного аналізу вимог вітчизняних НТД і стандартів ІКАО.

Відповідно вимогам п. 8.2.7.4 документу [1] у ССА І-ІІІ категорій електропостачання усіх підсистем (окрім підсистеми глісадних вогнів ЗПС має здійснюватись не менше ніж по двох кабельних лініях (КЛ). Дана вимога відповідає вимогами документу ІКАО [2] і спрямована на підвищення та забезпечення надійності підсистем ССА.

Документ ІКАО [2], який регламентує електропостачання підсистем ССА, був створений в 1984 році і з тих пір не переглядався, тому і не враховує технічного рівня обладнання сучасних ССА. Вимоги НТД колишнього СРСР – «Нормы годности к

эксплуатации в СССР гражданских аэродромов», НГЭА – СССР, 1992 р. стосовно електропостачання окремих підсистем ССА, не мали під собою строгого наукового обґрунтування.

На жаль, національний НТД [1], який був введений в 2006 році, також, не врахував підвищення технічного рівня світлосигнального обладнання та залишив вимоги щодо електропостачання підсистем ССА без змін, тобто на рівні 1984 року.

Критичний аналіз вимог документів [1, 2] щодо електропостачання підсистеми вогнів ЗПС з позицій надійності свідчить про наявність зворотного ефекту – зниження надійності підсистеми вогнів ЗПС.

Доведемо цей факт відповідними розрахунками і логічними обґрунтуваннями.

У НТД [1, 2] існує вимога щодо здійснення електропостачання підсистем ССА по двох КЛ, причому парадоксальна ситуація виникає з вимогами щодо електропостачання вхідних вогнів ЗПС. Для ССА І категорії дозволяється включати вхідні вогні ЗПС в дві КЛ разом з бічними і обмежувальними вогнями ЗПС. Для ССА ІІ, ІІІ категорій існує вимога щодо окремого електропостачання вхідних вогнів ЗПС по двох окремих КЛ від двох регуляторів яскравості (РЯ) незалежно від бічних і обмежувальних вогнів ЗПС.

Дана вимога є застарілою, вона нічим не обґрунтована, не має під собою функціонального підґрунтя і не сприяє підвищенню надійності підсистеми вхідних вогнів ЗПС.

Для наукового обґрунтування пропозиції щодо електропостачання вхідних вогнів ЗПС, проведемо докладний аналіз надійності системи електропостачання вогнів ЗПС.

Будемо вважати що підсистема вогнів ЗПС складається з підсистеми електропостачання вогнів ЗПС та підсистеми аеродромних вогнів. До складу підсистеми вогнів ЗПС входять три види вогнів різного функціонального призначення, що формують світлову картину ЗПС – вхідні вогні ЗПС, бічні вогні ЗПС та обмежувальні вогні ЗПС.

Розглянемо два варіанти схем електропостачання вхідних вогнів ЗПС:

І варіант – електропостачання вхідних вогнів ЗПС здійснюється по двох КЛ, від двох РЯ разом з бічними та обмежувальними вогнями ЗПС;

ІІ варіант – електропостачання вхідних вогнів ЗПС здійснюється по двох окремих КЛ, від двох РЯ окремо від бічних та обмежувальних вогнів ЗПС, як цього вимагають норми, викладені в п. 8.2.7.4 документу [1].

Критерій відмови системи вогнів ЗПС, як кількісний так і топологічний, для обох випадків є ідентичним і складає відповідні відсотки вогнів, що відмовили від загальної кількості.

Відмова підсистеми вогнів ЗПС наступає при відмові 5-10% бічних вогнів ЗПС, 15-25 % обмежувальних вогнів ЗПС та 5-10% вхідних вогнів ЗПС залежно від категорії експлуатаційного мінімуму аеродрому. Важливо те, що для всіх підсистем вогнів ЗПС припустимий відсоток вогнів, що відмовили, не перевищує 50%.

Цей факт означає, що технічний стан системи вогнів ЗПС визначається як технічним станом підсистеми вогнів ЗПС, так і технічним станом підсистеми електропостачання вогнів ЗПС, до складу якої входять дві КЛ та два РЯ.

Можна зробити висновок, що критерії відмови для сучасних ССА І-ІІІ категорій стосовно системи вогнів ЗПС, практично ідентичні, і не дозволяють відмови 50% вогнів кожної з підсистем вогнів ЗПС, а отже не дозволяють і відмови одної КЛ.

Задачу вирішимо в загальному виді без підстановки конкретних цифр щодо показників надійності окремих елементів обладнання ССА.

Надійнісно-функціональна схема (НФС) для підсистеми вогнів ЗПС з І варіантом електропостачання представлена на рис.1.

Основні елементи підсистеми електропостачання вогнів ЗПС – РЯ та КЛ вогнів ЗПС логічно, з позицій надійності, включені послідовно, тобто відмова будь-якого з цих елементів веде до відмови підсистеми вогнів ЗПС.

Вхідні, бічні та обмежувальні вогні ЗПС, також, логічно включені послідовно, тому що

відмова будь-якої з цих підсистем приводить до відмови підсистеми вогнів ЗПС.

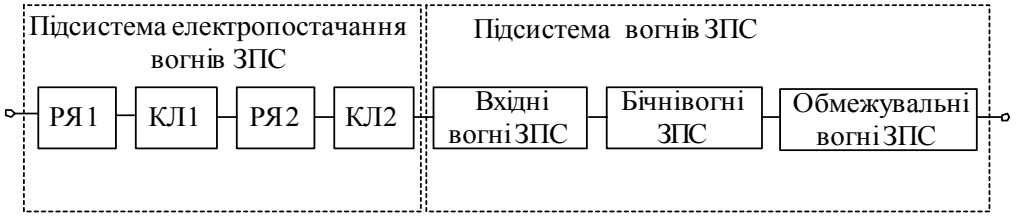


Рис.1. Надійнісно-функціональна схема електропостачання підсистеми вогнів ЗПС по двох КЛ

Вважається, що в цьому випадку світлосигнальна картина змінюється настільки, що ЗПС стає непридатною для виконання польотів в складних метеорологічних умовах вдень і вночі. Ймовірність безвідмовної роботи $P_{\text{С I}}(t)$, з електропостачанням за I варіантом (рис.1), визначається за формулою:

$$P_{\text{С}_\text{I}}(t) = P_{\text{РЯ1}}(t) \cdot P_{\text{РЯ2}}(t) \cdot P_{\text{КЛ1}}(t) \cdot P_{\text{КЛ2}}(t) \cdot P_{\text{ПВ ЗПС}}(t), \quad (1)$$

де $P_{\text{РЯ1}}(t)$, $P_{\text{РЯ2}}(t)$ – ймовірності безвідмовної роботи РЯ1 та РЯ2 за час *t;*

$P_{\text{КЛ1}}(t)$, $P_{\text{КЛ2}}(t)$ – ймовірності безвідмовної роботи КЛ1 та КЛ2 за час *t;*

$P_{\text{ПВ ЗПС}}(t)$ – ймовірність безвідмовної роботи підсистеми вогнів ЗПС за час *t.*

Враховуючи той факт, що показники надійності елементів обох КЛ ідентичні, перепишемо формулу (1) у наступному вигляді

$$P_{\text{С}_\text{I}}(t) = P_{\text{РЯ}}{}^2(t) \cdot P_{\text{КЛ}}{}^2(t) \cdot P_{\text{ПВ ЗПС}}(t). \quad (2)$$

Розглянемо II варіант електропостачання вхідних вогнів ЗПС по двох окремих КЛ від двох окремих РЯ; його НФС представлена на рис. 2.

Всі елементи підсистеми електропостачання системи вогнів ЗПС, також, включені послідовно, тобто відмова системи вогнів ЗПС наступає при відмові будь-якої елемента підсистеми електропостачання, або певного відсотка вогнів в підсистемі вогнів ЗПС.

Рис. 2. Надійнісно-функціональна схема електропостачання підсистеми вогнів ЗПС з електропостачанням вхідних вогнів ЗПС по двох окремих КЛ

Ймовірність безвідмовної роботи системи вогнів ЗПС $P_{\text{С II}}(t)$ за час *t,* з електропостачанням за II варіантом (рис. 2), визначається за формулою:

$$P_{\text{С}_\text{II}}(t) = P_{\text{РЯ}}{}^2(t) \cdot P_{\text{КЛ}}{}^2(t) \cdot P_{\text{РЯ3}}(t) \cdot P_{\text{РЯ4}}(t) \cdot P_{\text{КЛ3}}(t) \cdot P_{\text{КЛ4}}(t) P_{\text{ПВ ЗПС}}(t), \quad (3)$$

де $P_{\text{РЯ3}}(t)$, $P_{\text{РЯ4}}(t)$ – ймовірності безвідмовної роботи РЯ3 та РЯ4 за час *t*;

$P_{\text{КЛ3}}(t)$, $P_{\text{КЛ4}}(t)$ – ймовірності безвідмовної роботи КЛ3 та КЛ4 за час *t.*

З урахуванням ідентичності показників надійності КЛ, вираз (3) перепишемо у вигляді

$$P_{\text{С}_\text{II}}(t) = P_{\text{РЯ}}{}^4(t) \cdot P_{\text{КЛ}}{}^4(t) \cdot P_{\text{ПВ ЗПС}}(t). \quad (4)$$

Для визначення виграшу у надійності при електропостачанні вхідних вогнів ЗПС по двох окремих КЛ, знайдемо співвідношення між ймовірностями безвідмовної роботи за час *t* за I варіантом (формула 2) та за II варіантом (формула (4))

$$P_{\text{С}_\text{I}}(t) = \frac{P_{\text{С}_\text{II}}(t)}{P_{\text{РЯ}}{}^2(t) \cdot P_{\text{КЛ}}{}^2(t)}. \quad (5)$$

Аналітичний вираз (5) наглядно демонструє, що показник надійності системи вогнів

ЗПС при електропостачанні вхідних вогнів ЗПС за II варіантом менше ніж при їх електропостачанні за I варіантом, тобто виконання вимог НТД щодо електропостачання вхідних вогнів ЗПС для ССА II, III категорій веде до зниження надійності системи вогнів ЗПС.

Ступінь зниження надійності системи вогнів ЗПС, як це видно з формули (5), визначається надійністю елементів системи електропостачання – РЯ та КЛ. Сучасні РЯ мають високі значення показників безвідмовності – середнє значення напрацювання між відмовами складає $50 \cdot 10^3$ годин, а для високовольтного кабелю з ізолювальними трансформаторами середнє значення напрацювання між відмовами типу „обрив" складає $15 \cdot 10^4$ годин.

При таких високих значеннях показників надійності РЯ та КЛ знаменник в формулі (5) прагне до одиниці, тобто наявність двох додаткових КЛ та РЯ, майже не впливає на надійність системи вогнів ЗПС. Даний висновок є справедливим тільки для нових ССА з високими значеннями показників надійності елементів систем їх електропостачання. Для ССА, що перебувають в експлуатації більше 10 років, електропостачання вхідних вогнів ЗПС по окремих КЛ знижує надійність системи вогнів ЗПС тим більше, чим менша надійність КЛ та РЯ.

Негативний ефект окремого електропостачання вхідних вогнів ЗПС в нових ССА веде до додаткових одноразових та подальших експлуатаційних витрат на придбання двох додаткових РЯ та високовольтного кабелю. Єдиним позитивним ефектом, схеми окремого електропостачання вхідних вогнів ЗПС, є можливість незалежного керування цими вогнями.

Економія електричної енергії та середнього технічного ресурсу ламп розжарювання виправдовують систему окремого електропостачання вхідних вогнів ЗПС, але за допомогою сучасних засобів індивідуального керування та контролю (Single Lamp Control and Monitoring System + Addressable Switch Device – «SLCMS + ASD») кожного вогню можна відключити вхідні вогнів ЗПС, якщо вони не потрібні, та додатково отримати можливість автоматичного контролю технічного стану кожного вхідного вогню, що особливо актуально для ССА II та III категорій. Таким чином, вимога, що міститься у НТД [1, 2] щодо окремого електропостачання підсистеми вхідних вогнів ЗПС ССА II, III категорій є необґрунтованою і має бути скасована.

Висновки

1. Вимоги національних НТД та рекомендації ІКАО щодо електропостачання вхідних вогнів ЗПС для ССА II та III категорій не є науково обґрунтованими та потребують перегляду.
2. Електропостачання вхідних вогнів ЗПС по двох окремих КЛ від двох РЯ теоретично знижує надійність системи вогнів ЗПС, а практично майже на неї не впливає (через високі значення показників надійності КЛ та РЯ, що входять до складу сучасних ССА).
3. Електропостачання вхідних вогнів ЗПС по двох окремих КЛ від двох РЯ веде до невиправданих матеріальних витрат, як на етапі придбання світлосигнального обладнання так і в процесі його технічної експлуатації.

Пріоритет в електропостачанні вхідних вогнів ЗПС, що експлуатуються разом з бічними вогнями ЗПС універсального лінзового типу слід надавати схемі сумісного електропостачання з вогнями ЗПС, з застосуванням системи «SLCMS + ASD» автоматичного індивідуального керування та контролю кожного вхідного вогню ЗПС. Це дозволить уникнути додаткових витрат електричної енергії, середнього технічного ресурсу джерел світла та забезпечити постійний автоматичний контроль технічного стану вхідних вогнів ЗПС з індикацією місцезнаходження ламп, що відмовили.

Список літератури

1. Сертифікаційні вимоги до цивільних аеродромів України" (СВ ЦАУ), наказ Державіаслужби України від 17 березня 2006 р., № 201.

2. Руководство по проектированию аэродромов. Часть 5. Электрические системы. 4-е изд. – 2004. Doc.9157, AN/901.

УДК 629.735.064.53(045)

В.С. Мартинюк, к.т.н.
(Національний авіаційний університет, Україна)

ДОСЛІДЖЕННЯ ПЕРЕХІДНИХ ПРОЦЕСІВ В КАСКАДНОМУ ЕЛЕКТРОАГРЕГАТІ, ВБУДОВАНОМУ В АВІАДВИГУН

Стаття присвячена дослідженню перехідних процесів в каскадному агрегаті, вбудованому в авіадвигун. Розв´язання задачі здійснюється з використанням рівнянь Ейлера-Лагранжа. Отримані рівняння динаміки нової конструкції бортової генераторної установки, яка порівнюється з відомими аналогами.

Вступ.

Нові магнітні матеріали і напівпровідникові прилади дозволяють використовувати електричну енергію як єдиний вид допоміжної енергії на борту літального апарата (ЛА), тобто перейти до літака з повністю електрифікованим обладнанням (ЛПЕО). Критерієм довершенності ЛА є економічність і енергетична (паливна) ефективність. За результатами досліджень NASA сумісна з фірмою Lockheed зменшення маси обладнання 350-місного ЛПЕО становить 1/3 від загального зниження маси порожнього літака (2500 кг при масі літака 110000 кг). Злітна маса 500-місного літака зменшується на 11500 кг у випадку ЛПЕО, а 700-місного – (28000...34000)кг, тобто послідовна реалізація концепції ЛПЕО з моменту початку проектування великого транспортного літака дозволить скоротити його злітну масу на (8...10)%. Електрифікація експлуатованих літаків також дозволить поліпшити їх характеристики. Наприклад, для літака фірми Lockheed L1011 концепція ЛПЕО забезпечила б зменшення його маси на 2200 кг.

Концепція ЛПЕО впливає на створення авіадвигуна (АД) з високими технічними характеристиками і малою витратою палива. Визначальний фактор у збільшенні паливної ефективності АД - відмова від відбору повітря. NASA і фірма Lockheed показали, що різниця в споживані палива становить 900 кг на користь АД з відбором тільки механічної потужності у розрахунку на літак з трьома АД за 5 год. польоту на H =11км, M = 0,8. Для ефективного щодо палива АД у разі відбору 1 кг/с повітря питома витрата палива зростає на 4,7% (при 70 % тяги). У випадку реалізації концепції ЛПЕО у разі еквівалентного відбору механічної потужності від ефективного щодо палива АД (152 кВт) питома витрата палива зростає тільки на 1,3%. Особливо наочно ці переваги виявляться у разі реалізації вбудованого в АД стартер-генератора. Вбудована генераторна установка (ГУ) зменшує також лобовий опір АД [1].

Проте вбудована ГУ буде мати великий діаметр ротора, оскільки розміщена на валу АД, а отже, більші габарити і масу (приблизно на 20...50%), однак за рахунок вилучення привода і коробки допоміжних агрегатів загального зростання маси ГУ не буде.

Вбудована ГУ спростить усю систему вторинного енергопостачання і забезпечить значний економічний ефект (ККД збільшиться на 9...11%, а напрацювання на відмову - в 10 раз і більше). Це дозволить сумістити обслуговування ГУ з капітальним ремонтом АД.

Зміст.

Каскадний агрегат [2], зображений на рис. 1. Принципову електричну схему цього агрегату зображено на рис. 2. Різноманітні каскадні агрегати розглядаються в роботі [3]. Агрегат містить асинхронну машину (АМ) 1 зі статором 2 і з багатофазним ротором 3, встановленим на ведучому валу 6. Обмотка ротора 3 підключена до якоря 7 синхронного генератора подвійного обертання (СГПО) 8 з індуктором 9. Додактова асинхронна машина (ДАМ) 10 має якір 11 з полюсоперемикальною обмоткою і короткозамкнутий ротор 13.

Якір 7 СГПО 8 і якір 11 ДАМ 10 встановлено на ведучому валу 6, а індуктор 9 і короткозамкнутий ротор 13 - на веденому валу 14. Обмотку якоря ДАМ підключено через регулятор 15 до обмотки 4.

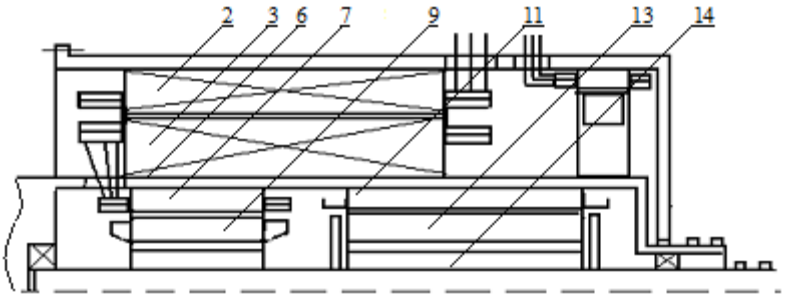


Рис.1. Принципова конструктивна схема каскадного агрегату

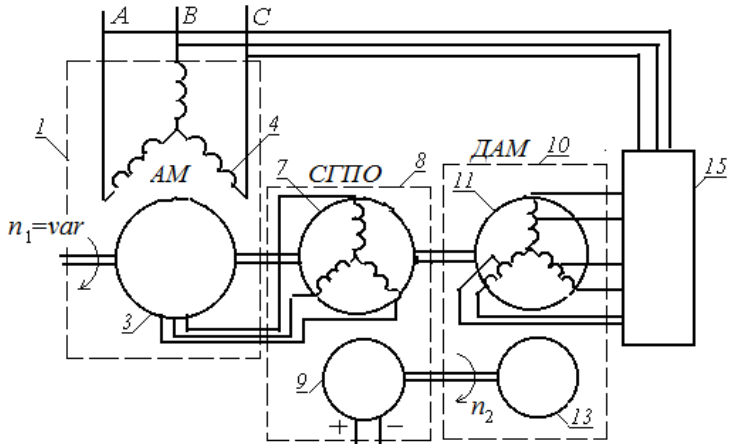


Рис.2. Принципова електрична схема каскадного агрегату

Каскадний агрегат працює так. Ведучий вал 6 має довільну частоту обертання n_1, а частота обертання веденого валу n_2 регулюється. Асинхронна машина 1 працює як генератор, збуджуваний змінним струмом із частотою ковзання. Частота обертання поля АМ у просторі дорівнює алгебраїчній сумі механічної частоти обертання ведучого вала і електричної частоти ковзання.

Синхронний генератор подвійного обертання 8 працює як генератор, продукуючи струм частоти ковзання для збудження АМ, і як електромагнітна муфта ковзання, обертаючи ведений вал. Регульована полюсоперемикальна АМ 10 подвійного обертання працює як асинхронна муфта ковзання і асинхронний генератор, створюючи гальмівний момент на веденому валу. Напруга АМ регулюється зміною струму збудження СГПО.

Рівняння динаміки ДАМ, в які входять чотири струми і швидкості $\left(\frac{d\varphi}{dt}\right)^s$ (швидкість ведучого ротора) і $\left(\frac{d\varphi}{dt}\right)^r$ (швидкість веденого ротора) можна отримати шляхом перетворення *u,v,* яке є функцією розташування роторів. Це перетворення усуває кутові залежності з рівнянь електричної рівноваги і моменту, проте в рівняннях для напруг залишаються члени, які залежать від швидкості. Хоча нелінійності (для рівнянь електричної рівноваги виду $i\frac{d\varphi}{dt}$, для рівнянь моменту виду $i^s i^r$) не усуваються, проте рівняння спрощуються, так як при постійній швидкості обертання $\frac{d\varphi}{dt}$ рівняння для напруг стають лінійними з постійними коефіцієнтами.

На 1 ступені рівняння ДАМ в осях *uv-uv* мають вигляд:

$$
\begin{matrix} u_u^{\,s} \\ u_v^{\,s} \\ 0 \\ 0 \end{matrix} =
\begin{matrix}
R^s + pL^s & -2n\frac{d\varphi^{\,s}}{dt}\,L^s & pL^{sr} & -2n\frac{d\varphi^{\,s}}{dt}\,L^{rs} \\
2n\frac{d\varphi^{\,s}}{dt}\,L^s & R^s + pL^s & 2n\frac{d\varphi^{\,s}}{dt}\,L^{rs} & pL^{sr} \\
pL^{rs} & -n\left(2\frac{d\varphi^{\,s}}{dt} - \frac{d\varphi^{\,r}}{dt}\right)L^{rs} & R^r{}_{екв} + pL^r & -n\left(2\frac{d\varphi^{\,s}}{dt} - \frac{d\varphi^{\,r}}{dt}\right)L^r \\
n\left(2\frac{d\varphi^{\,s}}{dt} - \frac{d\varphi^{\,r}}{dt}\right)L^{rs} & pL^{rs} & n\left(2\frac{d\varphi^{\,s}}{dt} - \frac{d\varphi^{\,r}}{dt}\right)L^r & R^r{}_{екв} + pL^r
\end{matrix}
\times
\begin{matrix} i_u^{\,s} \\ i_v^{\,s} \\ i_u^{\,r}{}_{екв} \\ i_v^{\,r}{}_{екв} \end{matrix};
$$

$$
M = J^r \frac{d^2\varphi^r}{dt_2} + \alpha\frac{d\varphi^{\,r}}{dt} - nL^{sr}(-i_v^{\,s} i_u^{\,r}{}_{екв} + i_u^{\,s} i_v^{\,r}{}_{екв}).
$$

Напруги в колі ведучого ротора повині задовольняти наступним умовам:

$u_\alpha^{\,s} = \sqrt{3/2}\cdot U_\alpha \cos\omega t;\quad u_\beta^{\,s} = \sqrt{3/2}\cdot U_\alpha \sin\omega t.$ Застосовуючи перетворення $\alpha\beta - uv,$ ці умови запишуться: $u_u^{\,s} = \sqrt{3/2}\cdot U_\alpha \cos\theta_{u0};\quad u_v^{\,s} = -\sqrt{3/2}\cdot U_\alpha \sin\theta_{u0},\quad \theta_{u0} -$ початковий кут розташування синхронно обертових координат.

При збільшені швидкості обертання авіадвигуна обмотка ведучого ротора ДАМ перемикається на кількість періодів розподіленого в просторі струмового шару 3*n*. Рівняння для цього ступеню будуть:

$$
\begin{matrix} u_u^{\,s} \\ u_v^{\,s} \\ 0 \\ 0 \end{matrix} =
\begin{matrix}
R^s + pL^{s'} & -1{,}33n\frac{d\varphi^{\,s}}{dt}\,L^{s'} & pL^{sr'} & -1{,}33n\frac{d\varphi^{\,s}}{dt}\,L^{rs'} \\
1{,}33n\frac{d\varphi^{\,s}}{dt}\,L^{s'} & R^s + pL^{s'} & 1{,}33n\frac{d\varphi^{\,s}}{dt}\,L^{rs'} & pL^{sr'} \\
pL^{rs'} & -n\left(1{,}33\frac{d\varphi^{\,s}}{dt} - \frac{d\varphi^{\,r}}{dt}\right)L^{rs'} & R^{r'}{}_{екв} + pL^{r'} & -n\left(1{,}33\frac{d\varphi^{\,s}}{dt} - \frac{d\varphi^{\,r}}{dt}\right)L^{r'} \\
n\left(1{,}33\frac{d\varphi^{\,s}}{dt} - \frac{d\varphi^{\,r}}{dt}\right)L^{rs'} & pL^{rs'} & n\left(1{,}33\frac{d\varphi^{\,s}}{dt} - \frac{d\varphi^{\,r}}{dt}\right)L^{r'} & R^{r'}{}_{екв} + pL^{r'}
\end{matrix}
\times
\begin{matrix} i_u^{\,s} \\ i_v^{\,s} \\ i_u^{\,r}{}_{екв} \\ i_v^{\,r}{}_{екв} \end{matrix}
$$

$$
M = J^r \frac{d^2\varphi^{\,r}}{dt^2} + \alpha\frac{d\varphi^{\,r}}{dt} - nL^{sr'}(-i_v^{\,s} i_u^{\,r}{}_{екв} + i_u^{\,s} i_v^{\,r}{}_{екв}).
$$

На 3 ступеню роботи ДАМ послідовність фаз в ДАМ змінюється на зворотню. Але так як швидкість ведучого ротора на цьому ступені більша швидкості поля відносно ведучого ротора, то швидкість поля у просторі залишається незмінною за напрямком. ДАМ переходить в режим генератора і муфти ковзання. Рівняння для цього випадку будуть:

$$
\begin{matrix} u_u{}^s \\ u_v{}^s \\ 0 \\ 0 \end{matrix} =
$$

$$
\begin{matrix}
R^s + pL^{s'} & -0{,}66n\dfrac{d\varphi^s}{dt}\,L^{s'} & pL^{sr'} & -0{,}66n\dfrac{d\varphi^s}{dt}\,L^{rs'} \\
0{,}66n\dfrac{d\varphi^s}{dt}\,L^{s'} & R^s + pL^{s'} & 0{,}66n\dfrac{d\varphi^s}{dt}\,L^{rs'} & pL^{rs'} \\
pL^{rs'} & -n\left(0{,}66\dfrac{d\varphi^s}{dt} - \dfrac{d\varphi^r}{dt}\right)L^{rs'} & R_{екв}{}^{r'} + pL^{r'} & -n\left(\dfrac{d\varphi^s}{dt} - \dfrac{d\varphi^r}{dt}\right)L^{r'} \\
-n\left(0{,}66\dfrac{d\varphi^s}{dt} - \dfrac{d\varphi^r}{dt}\right)L^{rs'} & pL^{rs'} & n\left(0{,}66\dfrac{d\varphi^s}{dt} - \dfrac{d\varphi^r}{dt}\right)L^{r'} & R_{екв}{}^{r'} + pL^{r'}
\end{matrix}
\times
\begin{matrix} -i_u{}^s \\ -i_v{}^s \\ -i_u{}^r{}_{екв} \\ -i_v{}^r{}_{екв} \end{matrix}.
$$

$$M = J^r \frac{d^2\varphi^r}{dt^2} + \alpha\frac{d\varphi^r}{dt} - nL^{sr'}(-i_v{}^s i_u{}^r{}_{екв} + i_u{}^s i_v{}^r{}_{екв}).$$

На останьому ступені роботи обмотка ведучого ротора ДАМ перемикається на кількість періодів розподіленого у просторі струмового шару n=6. При цьому швидкість поля у просторі дорівнює нулю, ДАМ працює в режимі асинхронного генератора і тормоза. Рівняння будуть:

$$
\begin{matrix} u_u{}^s \\ u_v{}^s \\ 0 \\ 0 \end{matrix} =
\begin{matrix}
R^s + pL^s & 0 & pL^{sr} & 0 \\
0 & R^s + pL^s & 0 & pL^{sr} \\
pL^{rs} & n\dfrac{d\varphi^r}{dt}\,L^{rs} & R^r{}_{екв} + pL^r & n\dfrac{d\varphi^r}{dt}\,L^r \\
-n\dfrac{d\varphi^r}{dt}\,L^{rs} & pL^{rs} & n\dfrac{d\varphi^r}{dt}\,L^r & R^r{}_{екв} + pL^r
\end{matrix}
\times
\begin{matrix} -i_u{}^s \\ -i_v{}^s \\ -i_u{}^r{}_{екв} \\ -i_v{}^r{}_{екв} \end{matrix}.
$$

$$M = J^r \frac{d^2\varphi^r}{dt} + \alpha\frac{d\varphi^r}{dt} - nL^{sr}(-i_v{}^s i_u{}^r{}_{екв} + i_u{}^s i_v{}^r{}_{екв}).$$

Еквівалентний опір веденного ротора у загальному випадку являється функцією ковзання, швидкості обертання ведучого ротора і визначається формулою:

$R^r{}_{екв} = \dfrac{R_в(R_в R_н + R_н{}^2 + X_{нs}{}^2)}{(R_в + R_н)^2 + X_{нs}{}^2}$, де $R_в, R_н$ – опір верхнього і нижнього стрижнів короткозамкненої клітки веденного ротора; $X_{нs} = 7{,}9\cdot 10^{-8}\cdot f_2\cdot l\cdot(\lambda_н + \lambda_{нщ})$ – індуктивний опір розсіяння нижнього пазу і шпарини між пазами при частоті ковзання; f_2 – частота струмів веденого ротора; l – активна довжина машини.

Модель СГПО має демпферні обмотки по поздовжній і поперечній осі. Рівняння СГПО мають вигляд:

$$\begin{matrix} u_f \\ u_{kd} \\ u_{kq} \\ u_d \\ u_q \\ u_0 \end{matrix} = \begin{matrix} R_f + pL_f & pL_{fkd} & 0 & pL_{fd} & 0 & 0 \\ pL_{fkd} & R_{kd} + pL_{kd} & 0 & pL_{kdd} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & R_{kq} + pL_{kq} & 0 & pL_{kqq} & 0 \\ pL_{fd} & pL_{kdd} & -n\frac{d\varphi}{dt}L_{kqq} & R_\alpha + pL_d & -n\frac{d\varphi}{dt}L_q & 0 \\ n\frac{d\varphi}{dt}L_{fd} & n\frac{d\varphi}{dt}L_{kdd} & pL_{kqq} & n\frac{d\varphi}{dt}L_d & R_\alpha + pL_q & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & R_\alpha + pL_0 \end{matrix} \times \begin{matrix} i_f \\ i_{kd} \\ i_{kq} \\ -i_d \\ -i_q \\ -i_0 \end{matrix};$$

$$M = J\frac{d^2\varphi}{dt^2} + \alpha\frac{d\varphi}{dt} + n\left[L_{fd}i_f i_q + L_{kdd}i_{kd}i_q - L_{kqq}i_{kq}i_d + \left(L_q - L_d\right)i_d i_q\right]$$

Рівняння АМ мають вигляд:

- електричні:

$$\begin{matrix} u_a^{\,s} \\ u_b^{\,s} \\ u_a^{\,r} \\ u_b^{\,r} \end{matrix} = \begin{matrix} R^s + pL_\mu^{\,s} & 0 & pL_\mu^{\,sr}\cos n\varphi & -pL_\mu^{\,sr}\sin n\varphi \\ 0 & R^s + pL_\mu^{\,s} & pL_\mu^{\,sr}\sin n\varphi & pL_\mu^{\,sr}\cos n\varphi \\ pL_\mu^{\,sr}\cos n\varphi & pL_\mu^{\,sr}\sin n\varphi & R^r + pL_\mu^{\,r} & 0 \\ -pL_\mu^{\,sr}\sin n\varphi & pL_\mu^{\,sr}\cos n\varphi & 0 & R^r + pL_\mu^{\,r} \end{matrix} \times \begin{matrix} -i_a^{\,s} \\ -i_b^{\,s} \\ i_a^{\,r} \\ i_b^{\,r} \end{matrix}.$$

- механичне:

$$M = J\frac{d^2\varphi}{dt^2} + \alpha\frac{d\varphi}{dt} + K\varphi -$$

$$\frac{n}{2}\left\{ i_a^{\,s} \quad i_b^{\,s} \quad i_a^{\,r} \quad i_b^{\,r} \times \begin{matrix} 0 & 0 & -L_\mu^{\,sr}\sin n\varphi & -L_\mu^{\,sr}\cos n\varphi \\ 0 & 0 & L_\mu^{\,sr}\cos n\varphi & -L_\mu^{\,sr}\sin n\varphi \\ -L_\mu^{\,sr}\sin n\varphi & L_\mu^{\,sr}\cos n\varphi & 0 & 0 \\ -L_\mu^{\,sr}\cos n\varphi & -L_\mu^{\,sr}\sin n\varphi & 0 & 0 \end{matrix} \times \begin{matrix} -i_a^{\,s} \\ -i_b^{\,s} \\ i_a^{\,r} \\ i_b^{\,r} \end{matrix} \right\};$$

$$M = \left(j\frac{d^2\varphi}{dt} + \alpha\frac{d\varphi}{dt} + K\varphi\right) - n\left[\left(-i_a^{\,r}i_b^{\,s}L_\mu^{\,sr} + i_b^{\,r}i_a^{\,s}L_\mu^{\,sr}\right)\cos n\varphi - \left(-i_b^{\,r}i_b^{\,s}L_\mu^{\,sr} - i_a^{\,r}i_a^{\,s}L_\mu^{\,sr}\right)\sin n\varphi\right]$$

$$M = J\frac{d^2\varphi}{dt} + \alpha\frac{d\varphi}{dt}K\varphi - M_{ем}.$$

Таким чином, наступним кроком має бути створення єдиної математичної моделі каскадного агрегату і дослідження її за допомогою комп'ютерної програми *Mathcad.*

Список літератури

1. *Итоги науки и техники*. Сер. Электрооборудование транспорта. Том 6. Д. Э. Брускин, С. И. Зубакин. Самолеты с полностью электрифицированным оборудованием. – М.: 1986.

2. *Авторское свидетельство* №1198681 от 28 марта 1984г. на изобретение: «Каскадный агрегат». Мартынюк В.С.

3. *Красношапка М .М*. Генераторы переменного тока стабильной и регулируемой частоты. – К.: Техніка, 1974. -168 с.

4. *Д. Уайт и Г. Вудсон.* Электромеханическое преобразование энергии. –М.: «Энергия», 1964.- 526 с.

УДК 681.3: 004.451.45(045)

В.В. Васильев, чл.-кор. НАН Украины, д-р техн. наук,
Е.В. Киркач, аспирант
(Национальный авиационный университет, Украина)

АНАЛИЗ ПЕРЕХОДНЫХ ПРОЦЕССОВ В ЛИНЕЙНЫХ ДИНАМИЧЕСКИХ СИСТЕМАХ ОПЕРАЦИОННЫМИ МЕТОДАМИ НА ОСНОВЕ ДТ-ПРЕОБРАЗОВАНИЙ И ПОЛИНОМИАЛЬНОЙ АППРОКСИМАЦИИ

Приведен сравнительный анализ операционных методов на основе дифференциальных тейлоровских преобразованиях и полиномиальной аппроксимации. Представлены программы и результаты вычислительных экспериментов в среде системы Mathematica с использованием этих методов при анализе переходных процессов в линейных динамических системах с постоянными и переменными параметрами.

Моделирование динамических систем и процессов неразрывно связано с необходимостью исследования и решения интегро-дифференциальных уравнений, которые описывают поведение системы [1]. Для получения решения таких уравнений широко используются различные методы преобразований уравнений, которые получили название операционных методов или операционных исчислений. В основе любого операционного метода лежит пара операционных преобразований – прямое и обратное. Пространство исходных сигналов (пространство оригиналов) преобразуется в операционное пространство (пространство изображений). Использование операционных методов позволяет исследовать динамические системы, которые описываются интегро-дифференциальными уравнениями, как алгебраические объекты [2].

В основе метода ДТ-преобразований, который называют преобразованиями Пухова, лежит представление сигналов степенными рядами Тейлора или Маклорена [2]. Рассматриваются прямые и обратные дифференциальные преобразования. Изображения находят путем дифференцирования функции требуемое число раз

$$X(k) = \frac{H^k}{k!}\left[\frac{d^k x(t)}{dt^k}\right]_{t=0},$$

где H – интервал, на котором рассматривается функция. Причем значение величины H должно быть меньше радиуса сходимости ряда ρ, который может определяться по выражению

$$\rho = \overline{\lim_{k\to\infty}}\left|\frac{C_k}{H^k}:\frac{C_{k+1}}{H^{k+1}}\right| = H\,\overline{\lim_{k\to\infty}}\left|\frac{C_k}{C_{k+1}}\right|$$

Восстановление оригинала выполняется путем построения ряда Тейлора (Т-преобразование)

$$x(t) = \sum_{k=0}^{k=\infty}\left(\frac{t}{H}\right)^k X(k)$$

Значения функций $X(k)$ при конкретных значениях k называются дискретами [3].

При помощи изображений и ДТ-спектров элементарных функций, а, также учитывая основные свойства ДТ-преобразований, составляется Т-изображение дифференциального уравнения. Подставляя целочисленные значения аргумента k, вычисляем дискреты, после чего по формуле обратного преобразования находим решение уравнения.

Операционные исчисления неклассического типа (S-преобразования) порождаются при использовании методов полиномиальных аппроксимаций. В основу метода полиномиальной аппроксимации положено представление сигнала на конечном интервале изменения аргумента обобщенным полиномом по некоторой системе линейно-независимых базисных функций (степенная система базисных функций, экспоненциальная система, тригонометрический полином, ортогональные полиномы Лежандра и др.). Если сигнал $x(t)$ задан на интервале $(a \le t \le b)$ изменения аргумента t и на этом же интервале задана

система линейно-независимых базисных функций $\{s_i(t)\}_i^m$, формирующая обобщенный полином:

$$x_a = \sum_{i=1}^{m} X_i s_i(t)$$

где X_i – вектор коэффициентов аппроксимирующего полинома, компоненту которого соответственно методу наименьших квадратов определяются соотношениями:

$$\bar{\mathbf{X}} = \mathbf{W}^{-1} \cdot \bar{\mathbf{Q}}.$$

$$\mathbf{W} = \begin{bmatrix} w_{11} & w_{12} & \cdots & w_{1m} \\ w_{21} & w_{22} & \cdots & w_{2m} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ w_{m1} & w_{m2} & \cdots & w_{mm} \end{bmatrix}, \bar{\mathbf{Q}} = \begin{bmatrix} q_1 \\ q_2 \\ \vdots \\ q_m \end{bmatrix}, \bar{\mathbf{X}} = \begin{bmatrix} X_1 \\ X_2 \\ \vdots \\ X_m \end{bmatrix}$$

$$w_{ij} = \int_a^b s_i(t) s_j(t) dt, \quad q_j = \int_a^b x(t) s_j(t) dt.$$

где $\mathbf{W}$ — операционная матрица аппроксимирующего полиномиального спектра, $\bar{\mathbf{Q}}$ — операционный вектор спектра, $\bar{\mathbf{X}}$ — аппрокимирующий полиномиальный спектр сигнала.

Решение задачи нахождения аппроксимирующего полиномиального спектра сигнала в матрично-векторной форме определяется выражением:

$$\bar{\mathbf{X}} = \mathbf{W}^{-1} \cdot \bar{\mathbf{Q}}.$$

Это выражение представляет собой прямое операционное преобразование, тогда как выражение

$$x_a = \sum_{i=1}^{m} X_i s_i(t)$$

представляет обратное преобразование.

Для системы линейно-независимых базисных функций

$$\bar{\mathbf{S}}(t) = [s_1(t), s_2(t), \cdots, s_m(t)]$$

прямое и обратное преобразования имеют вид:

$$\bar{\mathbf{X}} = \left(\int_0^T \bar{\mathbf{S}}(t) \cdot \bar{\mathbf{S}}^*(t) dt \right)^{-1} \cdot \left(\int_0^T x(t) \cdot \bar{\mathbf{S}}(t) dt \right)$$

$$x_a(t) = \sum_{i=1}^{m} X_i \cdot s_i(t) = \bar{\mathbf{X}}^* \cdot \bar{\mathbf{S}}(t) = \bar{\mathbf{S}}^*(t) \cdot \bar{\mathbf{X}}$$

Основное операционное правило для операции интегрирования записывается следующим образом:

$$y(t) = \int_0^t x(\tau) d\tau \Leftrightarrow \bar{\mathbf{Y}} = \mathbf{P}_s \cdot \bar{\mathbf{X}},$$

где P – операционная матрица интегрирования, элементы которой зависят только от системы базисных функций.

Были проведены вычислительные эксперименты над модельными примерами в программной среде системы Mathematica. Рассматривалась динамическая система, которая описывается дифференциальным уравнением второго порядка

с постоянными коэффициентами,

$$\frac{d^2 y(t)}{dt^2} + a1 \frac{dy(t)}{dt} + a2 y(t) = 2 e^{-t}$$

$$a1 = 0.1, a2 = 0.8, y(0) = 5, y'(0) = -2,$$

а также с переменными коэффициентами

$$\frac{d^2 y(t)}{dt^2} + a1 \frac{dy(t)}{dt} + a2 y(t) = 2 e^{-t}$$

$$a1 = t, a2 = t, y(0) = 5, y'(0) = -2$$

Интервал изменения аргумента принимался $0 \le t < 3$, а степень полинома $m = 11$.

Для каждого случая было получено точное решение, с которым сравнивались результаты аппроксимации решения методом ДТ-преобразований и полиномиальной аппроксимации на основе различных систем базисных функций.

Для линейных систем с постоянными и переменными параметрами при использовании метода ДТ-преобразований при помощи изображений и ДТ-спектров элементарных функций, а, также учитывая основные свойства ДТ-преобразований, были составлены Т-изображение дифференциального уравнения. Т-изображения уравнения с постоянными параметрами будет иметь вид

$$\frac{(k+1)(k+2)}{H^2} Y(k+2) + 0.1\frac{k+1}{H} Y(k+1) + 0.8\,Y(k) = \frac{2(-1H)^k}{k!},$$

а с переменными

$$\frac{(k+1)(k+2)}{H^2} Y(k+2) + kY(k) + HY(k-1) = \frac{2(-1H)^k}{k!}$$

Перед использованием операционного метода на основе полиномиальной аппроксимации преобразуем заданное дифференциальное уравнение в эквивалентное интегральное путем двукратного интегрирования обеих частей уравнения.

Для дифференциального уравнения с постоянными коэффициентами:

$$y(t) + 0.1\int_0^t y(\tau)\,d\tau + 0.8\int\int_0^t y(\tau)\,d\tau^2 = 2e^{-t} + 0.5t + 3$$

Операционным аналогом интегрального уравнения будет следующее выражение:

$$\bar{Y} + 0.1\mathbf{P}^{(1)}\cdot\bar{Y} + 0.8\mathbf{P}^{(2)}\cdot\bar{Y} = \bar{F}$$

Решение этого векторно-матричного уравнения будет иметь вид:

$$\bar{Y} = \left(\mathbf{E} + 0.1\mathbf{P}^{(1)} + 0.8\mathbf{P}^{(2)}\right)^{-1}\cdot\bar{F}$$

Аппроксимацию решения можно построить с помощью выражения:

$$y_a(t) = \bar{Y}^*\cdot\mathbf{S}(t)$$

Для дифференциального уравнения с переменными коэффициентами перед переходом в операционную область выполним ряд преобразований. Введем новую функцию

$$u(t) = y''(t)$$

Операционным аналогом интегрального уравнения будет следующее выражение:

$$\bar{U} + \mathbf{D_1}\mathbf{P}^{(1)}\cdot\bar{U} + \mathbf{D_2}\,\mathbf{P}^{(2)}\cdot\bar{U} = \bar{F}$$

где $\mathbf{D_1}$ и $\mathbf{D_2}$ – диагональные матрицы изображений переменных коэффициентов.

Решение этого векторно-матричного уравнения будет иметь вид:

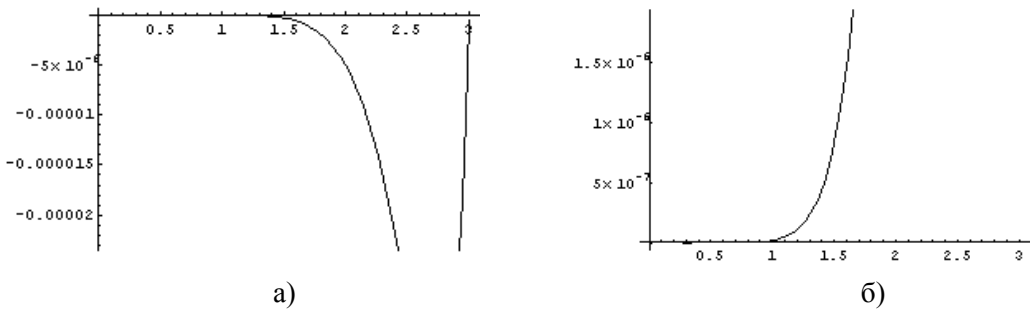
$$\bar{U} = \left(\mathbf{E} + \mathbf{D_1}\mathbf{P}^{(1)} + \mathbf{D_2}\,\mathbf{P}^{(2)}\right)^{-1}\cdot\bar{F}$$

$$\bar{Y} = \mathbf{P}^{(2)}\cdot\bar{U} + y'(0)\bar{t} + y(0)\bar{1}$$

Аппроксимацию решения можно построить с помощью выражения:

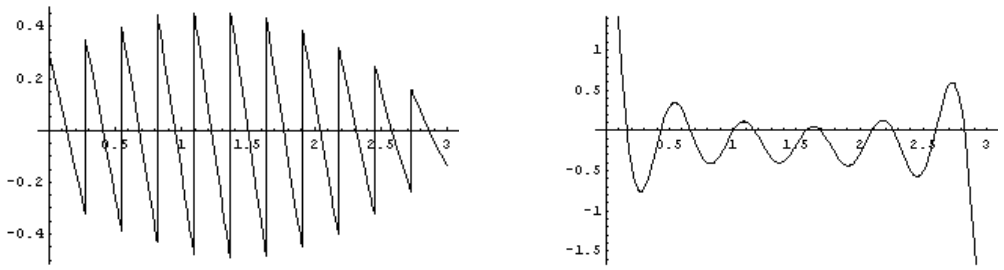
$$y_a(t) = \bar{Y}^*\cdot\mathbf{S}(t)$$

На основе приведенных выше формул были написаны программы в среде системы Mathematica и получены результаты аппроксимации решения уравнений. На рисунках 1 и 2 соответственно показаны графики ошибки аппроксимации для дифференциальных уравнений с постоянными и переменными параметрами.



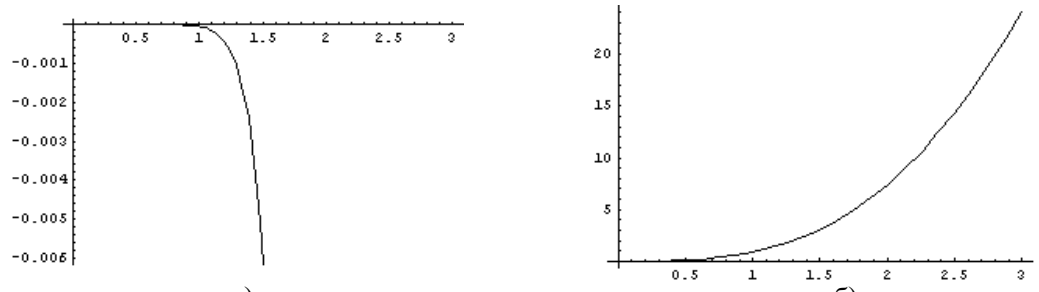
а) б)

Рис. 1. Графики ошибки аппроксимации: а) метод ДТ-преобразований; б) полиномиальная аппроксимация на основе степенной системы базисных функций;

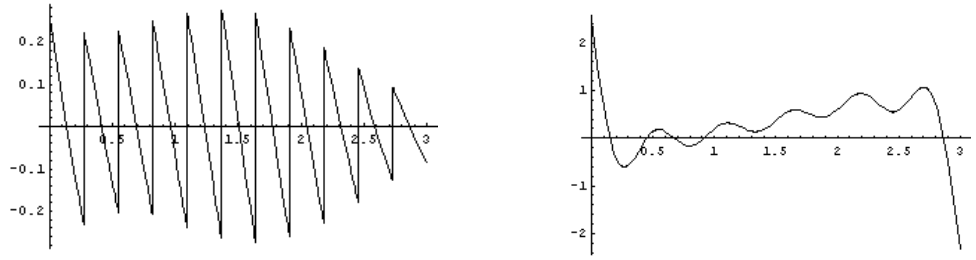


в) г)

Рис. 1. Графики ошибки аппроксимации: в) полиномиальная аппроксимация на основе системы блочно-импульсных функций; г) полиномиальная аппроксимация на основе тригонометрического полинома



а) б)



в) г)

Рис. 2. Графики ошибки аппроксимации: а) метод ДТ-преобразований; б) полиномиальная аппроксимация на основе степенной системы базисных функций; в) полиномиальная аппроксимация на основе системы блочно-импульсных функций; г) полиномиальная аппроксимация на основе тригонометрического полинома

Выводы

Результаты вычислительных экспериментов над модельными примерами показывают, что для конкретных случаев применим тот или иной операционный метод, использование которого позволяет достичь большей аппроксимационной точности. Из анализа полученных графиков видно, что при использовании полиномиальной аппроксимации на основе степенной системы базисных функций для случаев линейной динамической системы с постоянными параметрами достигается наибольшая точность аппроксимации; для динамической системы с переменными параметрами целесообразнее использовать операционный метод на основе ДТ-преобразований.

Список литературы

1. *В.В. Васильєв, Л.О. Сімак, О.А. Зеленков.* Аналіз та математичне моделювання динамічних систем на базі некласичних операційних числень. – К.: НАН Украины, 2006. – 184 с.

2. *В.В. Васильев, Л.А. Симак.* Дробное исчисление и аппроксимационные методы в моделировании динамических систем. Научное издание. — Киев, НАН Украины, 2008. — 256 с.

3. *Г.Е. Пухов.* Дифференциальные преобразования и математическое моделирование физических процессов. – Киев: Наук. Думка, 1986. – 160 с.

УДК 654.173(045)

В.О. Німий,
Н.Г. Пряхіна,
О.В. Ткаліч,
О.П. Ткаліч, канд.техн.наук
(Национальный авиационный университет, Украина)

ОСНОВНІ ВАРІАНТИ СЦЕНАРІЇВ ОБСЛУГОВУВАННЯ ВИКЛИКІВ В СТАНДАРТІ GSM

Дана стаття направлена на розкриття процесів та алгоритмів обміну даними між абонентськими та базовими станціями. Метою статті є огляд варіантів сценаріїв обслуговування викликів в стандарті GSM.

На даному етапі розвитку інформаційно-комунікаційних технологій в нашій країні одне з передових місць займають системи мобільного зв'язку, до яки відносяться транкінгові, супутникові, пейджингові та стільникові системи зв'язку (CDMA та GSM). В даній статті будуть розглянуті питання пов'язані саме з системами стільникового зв'язку стандарту GSM. Цей стандарт використовується в усьому світі більш ніж 20 років, а на теренах нашої країни близько 15 років. За цей час було розглянуто багато питань пов'язаних з цим стандартом. А саме розглянуті питання комутації, з'єднання, зон покриття базових станцій і т.д., але питання обслуговування абонентів, тим більше обслуговування викликів в даному стандарті мають не тільки науковий, але й практичний інтерес. Це пов'язано не тільки з розглядом системи стандарту GSM (рис.1) [1,2,3,4,5] питаннями проходження сигналів між абонентськими станціями та базовими станціями, за рахунок центрів аутентифікації та комутації рухомого зв'язку, транзитних і центрів комутації рухомого зв'язку, а також розгляд цього питання повинен пояснити абоненту (користувачу послуг), процеси з'єднання та обробки даних, які він хоче передати, а також можливості які він може отримати при використанні стільникових терміналів стандарту GSM та надати користувачу представлення про можливості цього стандарту. Після розкриття цих питань може бути розкрите питання якості надання телекомунікаційних послуг.

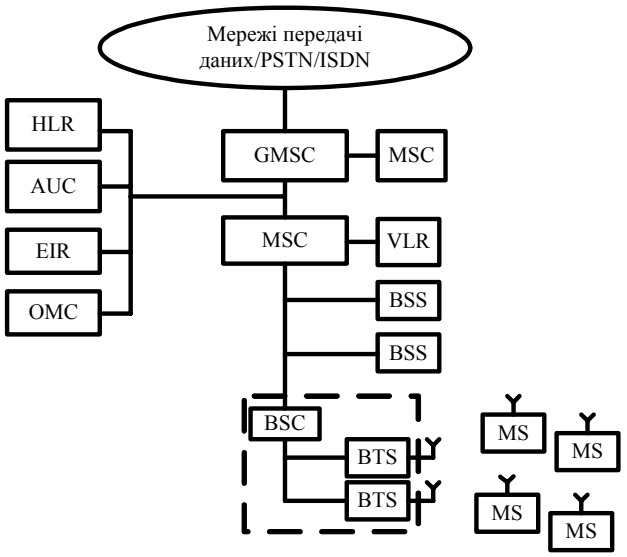


Рис.1 Узагальнена структура системи GSM

де HLR - домашній реєстр місцеположення; AUC - центр аутентифікації; EIR - реєстр ідентифікації обладнання; OMC - центр експлуатації та технічного обслуговування; GMSC - транзитні центри комутації рухомого зв'язку; MSC - центр комутації рухомого зв'язку; VLR - візитний реєстр місцеположення; BSS – підмережа базових станцій; BSC – контролер базових станцій; BTS – базова прийомопередавальна станція; MS - рухома (абонентська) станція.

По даному стандарту було написано багато підручників, навчальних посібників та наукових статей в яких розкривались питання побудови, модуляції сигналів, резервування обладнання, радіусу покриття базових станцій, протоколам стандарту і.т.д. [2,3,4] але питанню обслуговування викликів мережі GSM було приділено дуже мало уваги, хоча були розглянуті питання візитного реєстру місцеположення, роумінгу, розкрито питання

хендоверу, але не розкрито алгоритми та процеси обміну даними між базовими станціями та абонентськими терміналами.

Оскільки вище було зазначено направленість та мету написання даної статті необхідно перш за все розглянути структурну схему варіантів сценаріїв обслуговування викликів в стандарті GSM та алгоритм обміну інформацією між абонентською станцією та центрами обслуговування абонентів представлена на рис 2.

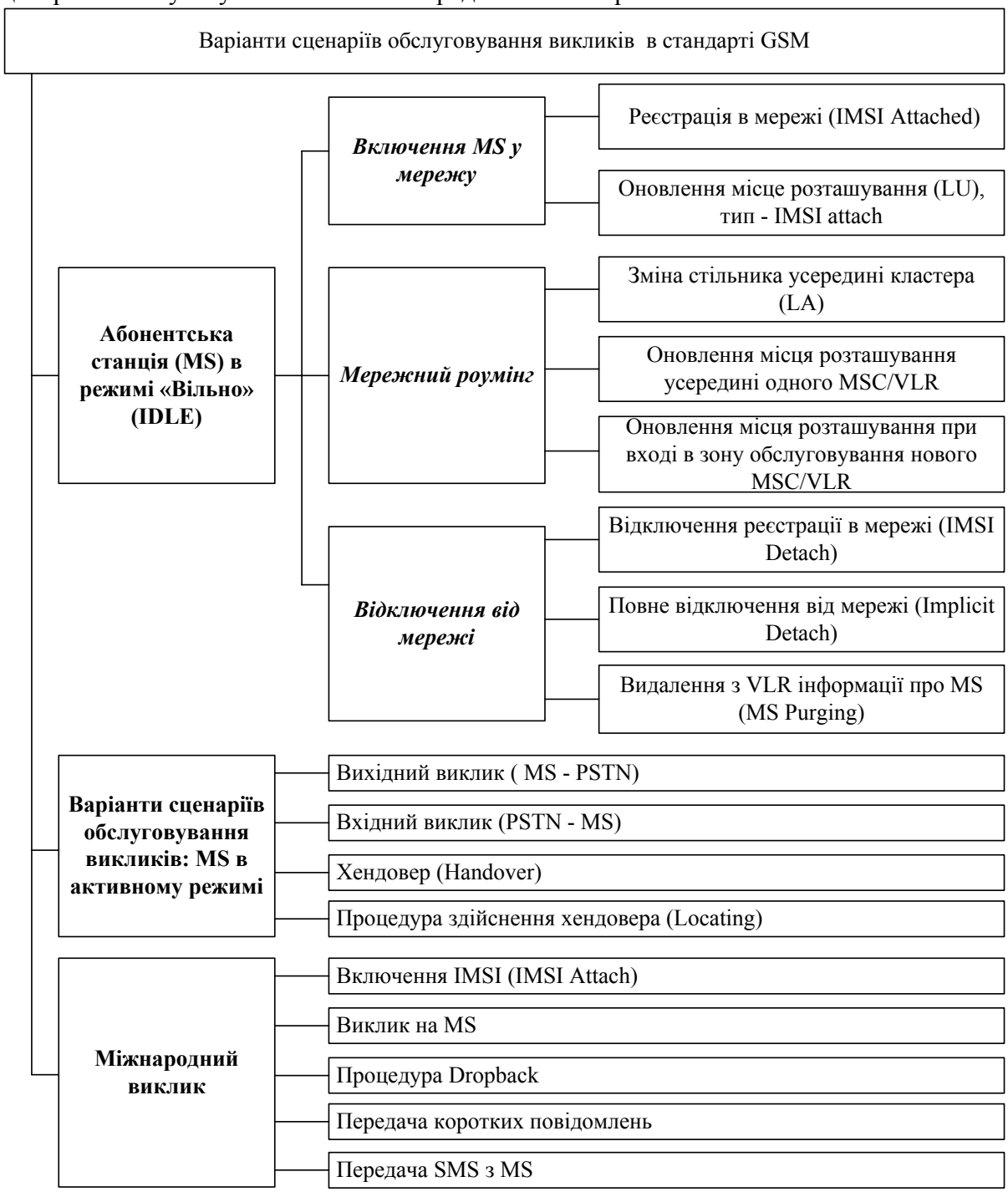


Рис. 2. Структурна схема варіантів сценаріїв обслуговування викликів в стандарті GSM та алгоритм обміну інформацією між абонентською станцією та центрами обслуговування абонентів

АНАЛІЗ ПРИНЦИПІВ ФУНКЦІОНУВАННЯ ІНТЕГРОВАНИХ ІНФОРМАЦІЙНО-КОМУНІКАЦІЙНИХ СИСТЕМ, ЯКІ ПРАЦЮЮТЬ В ІНТЕРАКТИВНОМУ РЕЖИМІ

Розглянемо більш детально варіанти сценаріїв обслуговування викликів.

Як один з перших та основних варіантів розглянемо обслуговування викликів мобільної станції **(MS) в режимі вільно (IDLE**) [2] представлену на рис. 3 та представимо алгоритм

проходження сигналів в цьому режимі та подальше проходження за цим сценарієм.

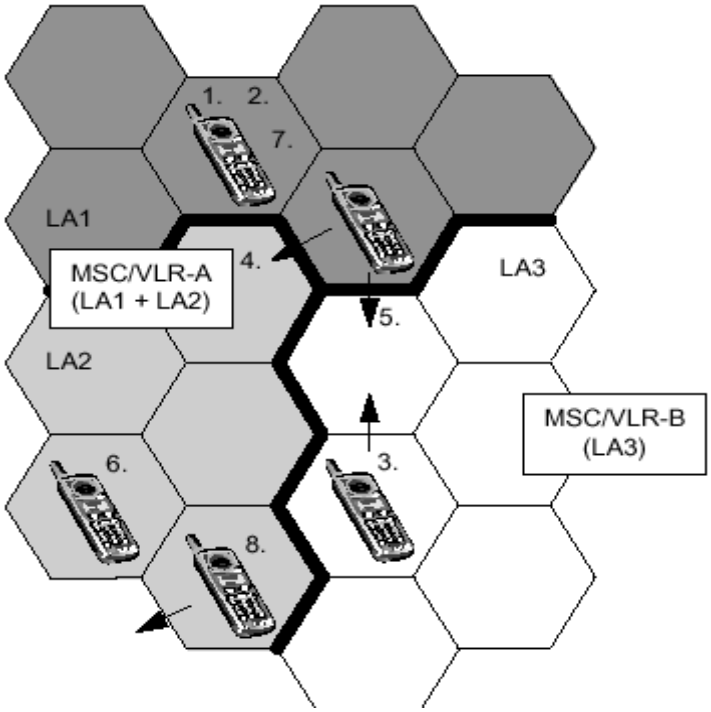


Рис. 3. MS у режимі IDLE

1. Реєстрація в мережі, реєстрація IMSI (IMSI attach)
2. Оновлення місця розташування (LU - Location updating)
3. Зміна стільника усередині LA
4. Оновлення місця розташування усередині одного MSC/VLR
5. Оновлення місця розташування при вході в зону дії нового MSC/VLR
6. Оновлення місця розташування, тип - періодична реєстрація.
7. Відключення від мережі (IMSI detach)
8. Повне відключення від мережі (відсутня інформації про місцезнаходження MS) (Implicit detach)

Одним з можливих варіантів розвитку такого сценарію є режим включення MS до мережі, який розподіляється на процедури IMSI Attached (рис. 4) та Оновлення місце розташування (LU), тип - IMSI attach, які розкриті нижче

IMSI Attached

У випадку, коли абонент включає MS (включає живлення на MS), виконується процедура IMSI attach (рис.4), що містить у собі наступні кроки:

1. MS передає в мережу повідомлення «IMSI attach» вказуючи на те, що вона змінила свій стан з неактивного в IDLE.
2. VLR визначає, чи існує запис про цьому MS. Якщо ні, то VLR зв'язується з HLR, до якого приписана дана MS, і копіює в себе дані абонування цього абонента.
3. Після цього VLR здійснює оновлення стану MS і переводить цей стан в IDLE.
4. На MS передається повідомлення.

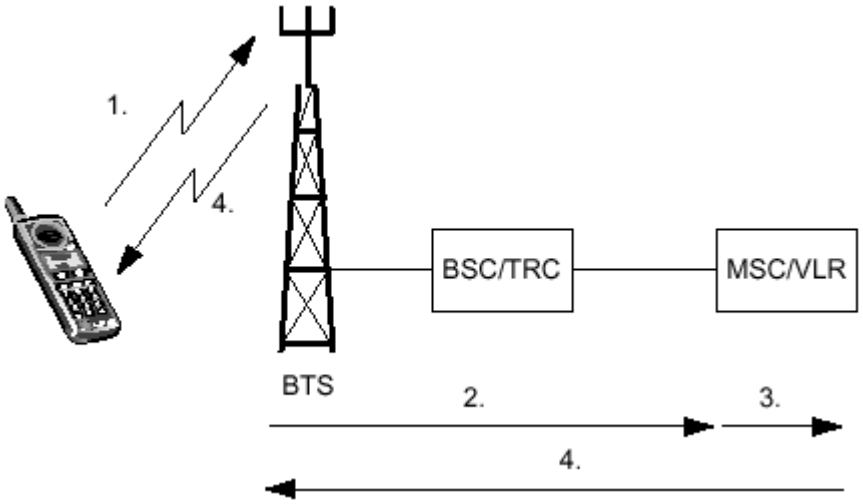


Рис. 4 IMSI attach

Оновлення місце розташування (LU), тип - IMSI attach

Якщо MS змінила LA являючись в стані OFF, то процедура IMSI attach може привести до оновлення місця розташування MS. VLR протягом виконання процедури IMSI attach може визначити, що поточний ідентифікатор LAI мобільної станції відрізняється від LAI, що зберігається в SIM-Карті MS. Якщо це так, то VLR обновляє інформацію про LAI мобільної станції.

Наступним режимом є мережний роумінг

Зміна стільника усередині кластера (LA)

MS постійно перебуває процесі переміщення по всій мережі. Інформація про місце розташування MS відображається за допомогою параметра зони місця розташування **Location Area** (LA) і зберігається в VLR. Якщо MS міняє стільники усередині однієї LA, процедура оновлення місця розташування в мережі не виконується. Інформацію про те, що новий стільник належить тієї ж LA, мобільна станція одержує з каналу BCCH сусідніх стільників. По каналі BCCH передається LA1 стільника. MS порівнює прийняте значення LA1 з новим LA1. Якщо LA1 збігаються, то це означає, що оновлення місця розташування виконуватися не буде й немає необхідності сповіщати про це мережі.

Оновлення місця розташування усередині одного MSC/VLR

Якщо MS виявляє зміни в LA1 на основі аналізу інформації, переданої по каналі BCCH, вона інформує про це мережу. Коли MS передає повідомлення про оновлення місця розташування, MSC/VLR визначає, чи зареєстрований даний абонент у цьому VLR, або він перемістився в зону обслуговування даного MSC/VLR із зони обслуговування іншого MSC/VLR, що представлено на рис. 5.

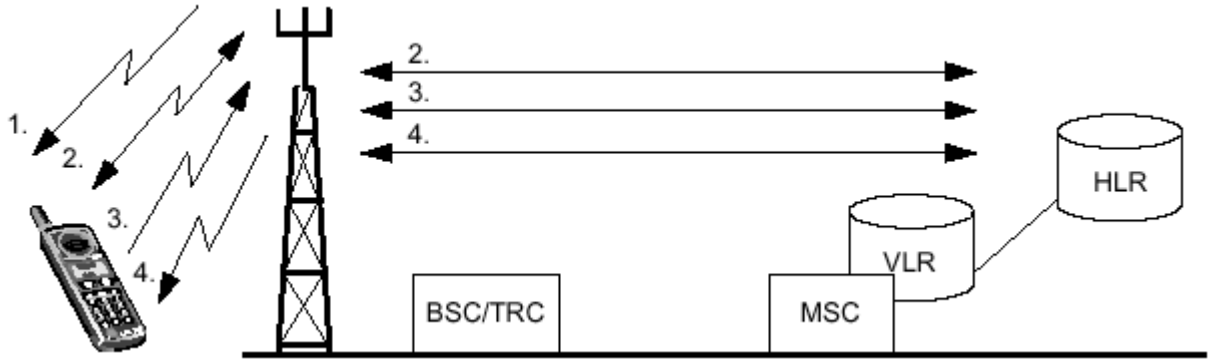


Рис. 5 Оновлення місця розташування усередині одного MSC/VLR

1. MS прослуховує BCCH у новій соті, щоб визначити LAI. Новий LAI порівнюється зі старим. Якщо існує розходження, то необхідно провести оновлення місця розташування.

2. MS установлює з'єднання з мережею через SDCCH. Виконується аутентифікація.

3. Якщо аутентифікація пройшла успішно, MS робить запит у систему про оновлення місця розташування.

4. Система підтверджує LU і дає команду базовій і мобільній станціям на звільнення каналу.

Оновлення місця розташування при вході в зону обслуговування нового MSC/VLR

Оновлення місця розташування (LU) здійснюється тоді, коли MS переміщається в нову LA. Однак мобільної станції невідомо, чи належить LA новому MSC/VLR. Коли новий VLR приймає запит про LU, то виконується кроки описані нижче, схематично це представлено на рис. 6:

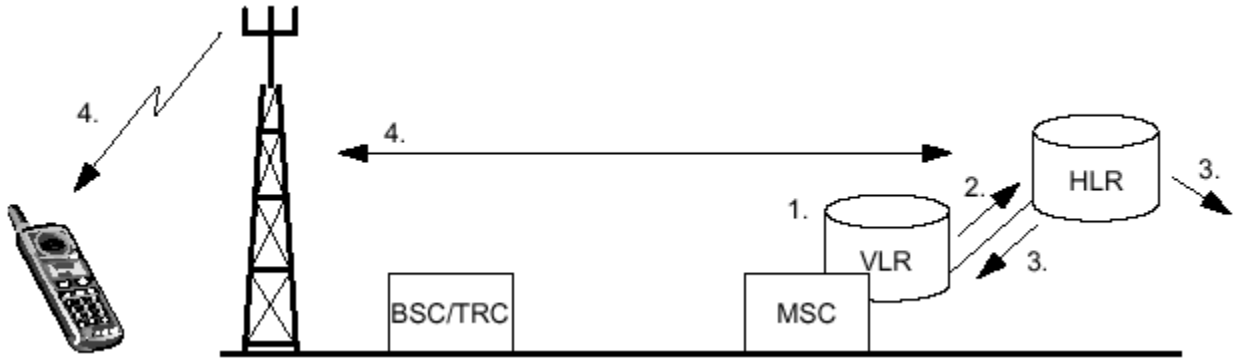


Рис. 6 Оновлення місця розташування, при вході в зону дії обслуговування MSC/VLR

1. Виконується аутентифікація. Якщо аутентифікація пройшла успішно, VLR перевіряє свою БД, щоб визначити, є чи там інформація про даного абонента.

2. Коли VLR не знаходить інформацію про MS, він передає запит в HLR абонента для здійснення копіювання даних про цього абонента у свій VLR.

3. HLR передає інформацію в VLR і оновлює в себе інформацію про місцезнаходження MS.

4. VLR записує інформацію про MS, що включає в себе дані про останнє місцезнаходження й стані IDLE. VLR передає оповіщення в MS.

Оновлення місця розташування, тип - періодична реєстрація

Періодична реєстрація – це послуга, що дозволяє MS посилати реєстраційні повідомлення через певні інтервали часу. У випадку, якщо MS не реєструється через певний інтервал часу, то система позначає MS як виключену (detached). Останнє трапляється тоді, коли MS виявляється поза зоною обслуговування мережі або в цьому випадку, коли системі немає необхідності здійснювати пейджингу на мобільну станцію. У випадку, якщо мережа використовує процедуру періодичної реєстрації, інформація про період реєстрації мобільної станції передається по каналі BCCH. Періодична реєстрація використовує системне повідомлення **acknowledgment message**. MS намагається зареєструватися в мережі доти, поки вона не одержить дане повідомлення.

Заключним режимом для цього варіанту є відключення від мережі

Відключення IMSI (IMSI Detach)

Відключення IMSI вказує мережі, що MS перейшла в неактивний стан. MS при відключенні від мережі направляє в мережу повідомлення про своє відключення. VLR, одержавши таке повідомлення, позначає відповідний IMSI як відключений. HLR при цьому не повідомляється. На MS не відправляється ніякого підтверджувального повідомлення.

Повне відключення від мережі (Implicit Detach)

Якщо MS направляє в мережу повідомлення про відключення в умовах поганої якості обслуговування, система може не розшифрувати інформацію про вимикання MS. Тому що на MS не відправляється ніякого підтверджувального повідомлення, подальші спроби повідомити про відключення не робляться. За допомогою методу періодичної реєстрації

мережа після закінчення періоду реєстрації визначить, що MS відключено. Після цього VLR виконає сховане відключення, відзначаючи MS як відключену. (Implicit Detach).

У випадку, якщо MS виходить із зони обслуговування мережі й не виходить на зв'язок протягом періоду реєстрації, то система також відзначає стан MS як Implicit Detach.

Видалення з VLR інформації про MS (MS Purging)

Ця процедура використовується для того, щоб інформувати HLR про майбутнє видалення інформації про конкретний MS з VLR. Після видалення з VLR цієї інформації HLR установлює прапорець, що вказує на те, що дані про MS вилучені й сприймає цю MS як недоступну. Це виключає зайві процеси в мережі, а також скорочує витрати ресурсів на перевірку бази даних абонента.

Розглянемо приклад, коли MS з України переміщається в Німеччинуй робить оновлення даних про місце розташування в MSC/VLR мережі GSM у Німеччині. Далі абонент переїжджає назад в Україну. Переїзд із Німеччини в Україну займає якийсь час. Протягом цього часу MS абонента перебуває в неактивному режимі. Якщо не застосовувати процедуру видалення даних про MS (MS Purging), то при надходженні виклику до даного абонента HLR визначає MS як зареєстровану в MSC/VLR Німеччини й направляє виклик у мережу GSM Німеччини. Потім MSC/VLR мережі GSM Німеччини повідомляє HLR , що абонент недоступний.

При застосуванні процедури видалення даних про MS (MS Purging) запис українського абонента буде вилучена з MSC/VLR Німеччини й при надходженні вхідного виклику до цього абонента HLR бачить, що MS недоступно й, отже, не направляє виклик в MSC/VLR Німеччини.

Таким чином в даній статті розкрито один з найпоширеніших варіантів обслуговування викликів мобільна станція знаходиться в режимі «вільно». Для цього варіанту було проаналізовано режимі та під режими розвитку сценарію даного варіанта. Було приведено схематичні та представлені у вигляді алгоритмів кроки проходження по стадіях режимів та під режимів.

Список літератури

1. *Попов М.* Сотовые комминукации/ *М Попов., Г. Тодоров* – М.: "Эко-Трендз", 2003. – 225 с.
2. *Конахович Г.Ф.* Основы развития мобильных телекоммуникационных систем. Учеб.пособие./ *Г.Ф. Конахович, С.М. Паук, Р.А. Шевченко* – К. КМУГА, 1997. – 112 с.;
3. *Громаков Ю.А.* Стандарты и системы подвижной радиосвязи. Мобильные телесистемы./ *Ю.А. Громаков* – М.: Эко-Трендз, 1997. – 240 с.
4. *Паук С.М.* Безопасность и защита информации в цифровых системах сотовой святи/ *С.М. Паук, В.Г. Потапов, А.Г.Тараненко* - К.: НАУ, 2006, №4, -с.60-65с. – (Інформаційна безпека) (Зб. Наук. праць).
5. *Ващук В.В.* Послуга передавання короткого тестового повідомлення абонентам мобільного зв’язку в мережі фіксованого зв’язку у вигляді аудіо повідомлення/ *В.В. Ващук, О.Ю. Пузиренко* .– К.:НАУ,2008.–Вып.№15.–С.49-53 (Защита информации) (С. Научн.трудов).

УДК 656.71.06(045)

П.В. Попов, к.т.н., доц., Ю.М. Квач, асистент
(Національний авіаційний університет, Україна)

МЕТОДИКА ВИЗНАЧЕННЯ НОРМАТИВНИХ ПОКАЗНИКІВ БЕЗПЕКИ ПОЛЬОТІВ ДЛЯ ФУНКЦІОНАЛЬНИХ ГРУП АЕРОДРОМНИХ ВОГНІВ

Забезпечення безпеки польотів при візуальному пілотуванні в складних метеорологічних умовах є пріоритетним напрямком розвитку світлосигнальних систем посадки аеродромів. Визначення параметрів безпеки польотів і нормативів до показників надійності функціональних груп вогнів є основною темою даної роботи.

Під аеродромний світлосигнальний комплекс (АСК) розумітимемо сукупність електросвітлотехнічних пристроїв, розташованих за певною топологічною схемою на території аеродрому (рис.1). Основною метою функціонування АСК є забезпечення безпечної експлуатації повітряного судна (ПС) на етапах візуального пілотування під час зльоту і посадки, а також при русі по злітно-посадковій смузі (ЗПС) і руліжним доріжкам (РД) аеродрому вночі і вдень в складних метеорологічних умовах (СМУ). Як приклад на рис. 1. представлена топологічна схема АСК для II категорії ІКАО типа Альпа-Ата. Приведена схема характерна практично для всіх аеропортів України, що категорировані по ІКАО. Окрім вогнів наближення і вхідних вогнів (рис.1) на ЗПС розташовані бічні і осьові вогні, вогні зони приземлення на ділянці 600м від торця ЗПС і обмежувальні вогні, що позначають кінець ЗПС.

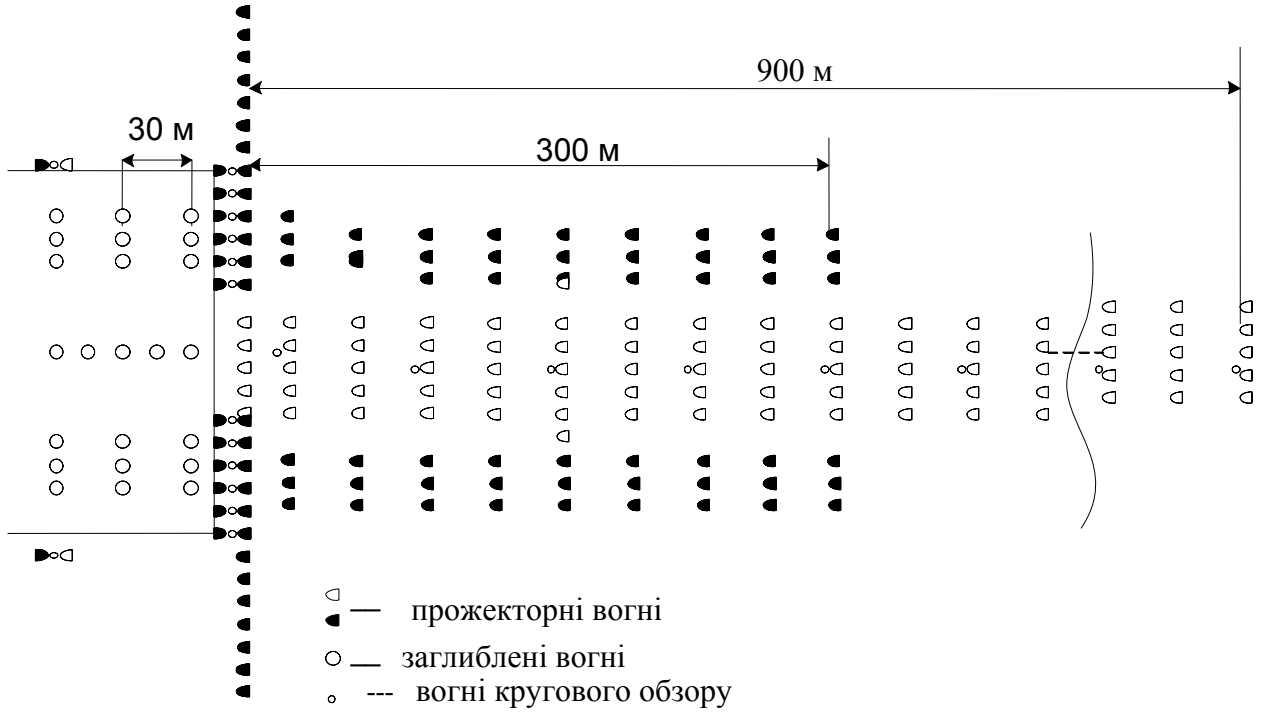


Рис.1 Топологічна схема розташування світлосигнальних вогнів АСК

Для руху по мережі РД встановлюються бічні і осьові вогні РД. Технологічна схема функціонального використання АСК екіпажем ПС, відповідно до вимог [1] представлена на рис. 2.

Проаналізуємо технологічні етапи t_i взаємодії екіпажа ПС з вогнями АСК (рис.1.), що входять в два технологічні інтервали ΔT_i, характерні для зльоту - $\Delta T_{взл}$, і посадки ПС - $\Delta T_{пос}$:

- перший етап t_1 - ділянка траєкторії зниження ПС по глісаді від крапки (1) до крапки (2), з моменту виявлення вогнів АСК екіпажем на висоті H_o ділянка траєкторії зниження ПС по глісаді від крапки (1) до крапки (2), з моменту виявлення вогнів АСК екіпажем на висоті $H_{впр}$;

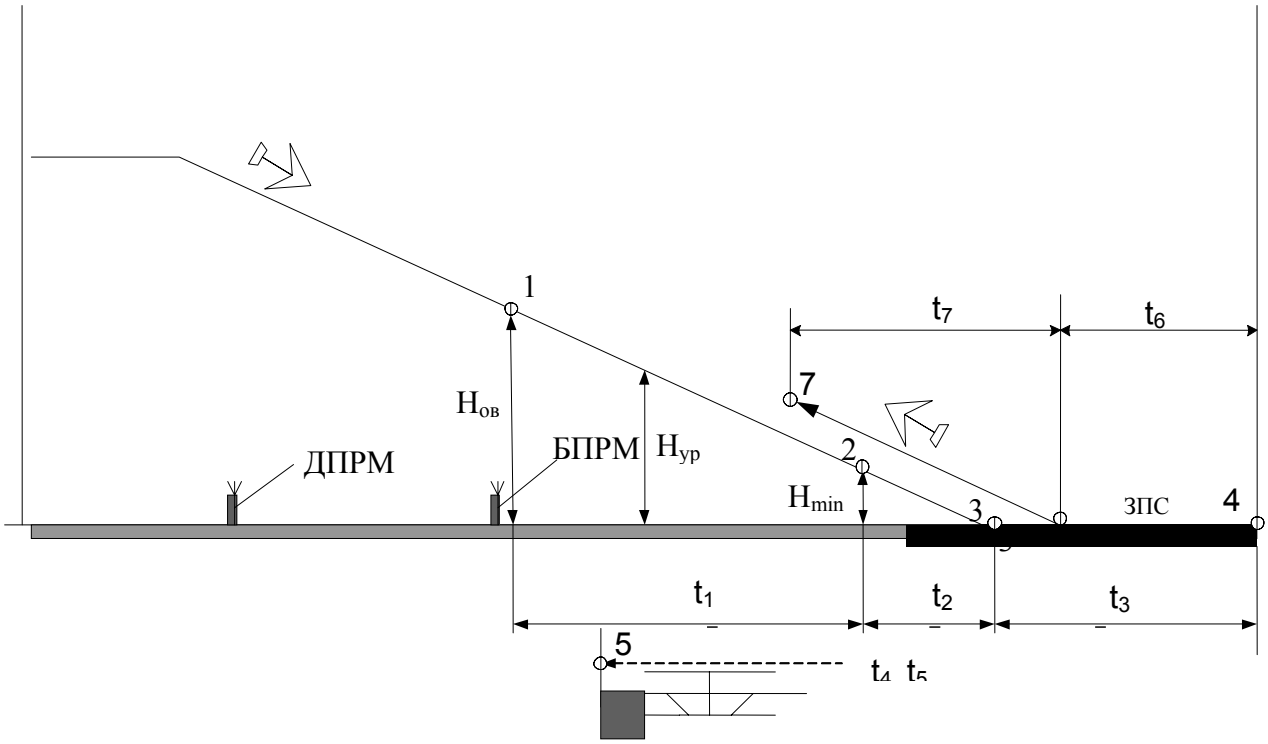


Рис.2 Технологічна схема функціонального використання вогнів АСК екіпажем ПС при посадці і зльоті: $H_{ов}$ - висота виявлення вогнів АСК; $H_{ур}$ - висота ухвалення рішення; H_{min}- мінімально допустима висота відходу на другий круг.

- другий етап t_2 - ділянка траєкторії зниження ПС від крапки (2) до крапки (3), з моменту часу прольоту висоти H_{min}, до моменту часу торкання шасі ПС ЗПС. Цей етап характерний тим, що екіпаж вже не в змозі піти на другий круг і за будь-яких умов польоту вимушений продовжувати посадку;

- третій етап t_3 - ділянка руху ПС по ЗПС від точки дотику (3) до крапки (4), з'їзду ПС з ЗПС на РД. Цей етап характерний високою швидкістю руху ПС по ЗПС і поступовим її зниженням до допустимої для з'їзду на РД.

- четвертий етап t_4 - ділянка руху ПС по мережі РД і перону від крапки (4) до крапки (5), з моменту часу з'їзду ПС з ЗПС до моменту часу повної зупинки ПС на пероні. Цей етап характерний рухом ПС по стандартному маршруту руління з використанням засобів АСК. При русі ПС, як правило, перетинаються безліч РД, по яких відбувається інтенсивний рух обслуговуючого аеродромного транспорту і інших ПС.

- п'ятий етап t_5, повторює четвертий етап t_4, але рух ПС відбувається у зворотному напрямі - це ділянка руху ПС по перону і мережі РД від крапки (5) до крапки (4). Етап починається з моменту часу початку руху ПС по перону і мережі РД з використанням поглиблених вогнів перону (при їх наявності), або вказівних знаків і світлофорів. Закінчується п'ятий етап моментом часу зупинки ПС на виконавчому старті ЗПС. Для цього етапу характерні такі ж умови експлуатації ПС, як і для четвертого етапу при посадці ПС.

- шостий етап t_6, це - ділянка руху ПС від крапки (4) до крапки (6) на ЗПС, відповідає моментам часу початку розгону ПС від виконавчого старту, до моменту часу відриву шасі ПС від ЗПС. Особливістю другого етапу є: - поступове наростання швидкості руху ПС від нульової на виконавчому старті, до злітної - в точці відриву шасі від ЗПС.

- сьомий етап t_7 - траєкторія руху ПС від крапки (6) до крапки (7), з моменту часу відриву шасі ПС від ЗПС до моменту часу закінчення візуального контакту екіпажа ПС з вогнями АСК.

Таким чином технологічні інтервали часу ΔT_i, під час яких екіпаж ПС функціонально взаємодіє зі светосигнальными вогнями АСК визначаються виразами:

$$\Delta T_{пос} = \sum_{t_o}^{t_k} t_i = t_1 + t_2 + t_3 + t_4, \;\; t_i \in [t_o, t_k],$$

$$\Delta T_{взл} = \sum_{t_o}^{t_k} t_i = t_5 + t_6 + t_7, \;\; t_i \in [t_o, t_k]$$

де t_i - час, що потрибен екіпажу ПС для виконання технологічного етапу на ділянках траєкторії зниження і руху ПС по ЗПС і РД; t_o, t_k - початок і закінчення і-го технологічного етапу.

Аналіз розглянутих технологічних етапів і зіставлення їх з вимогами [1], або [2] по забезпеченню нормованого рівня безпеки польотів (БП), дозволяє зробити наступний висновок: - вимоги АП-25 [1] поширюються на АСК як до частини авіаційна транспортна система (АТС), що впливає на очікувані умови експлуатації ПС при технологічному використанні засобів АСК екіпажем ПС. Нормовані вимоги АП-25, або ЕНЛГС [2], по забезпеченню БП повинні визначати склад АСК і його технічні характеристики. Згідно технологічній схемі (рис.2), залежно від технологічного етапу взаємодії екіпажа ПС з вогнями АСК, до різних функціональних груп вогнів (ФГО) АСК необхідно пред'являти різні вимоги АП-25. Цей вивід обумовлений тим, що технічне стани ФГО АСК впливає на міру сприйняття пілотом вогнів в СМУ і як наслідок на очікувані умови експлуатації ПС. Результат польоту ПС в СМУ залежить, як правило, від правильності ухвалення рішення командиром ПС про виконання посадки. Проте, на різних технологічних етапах функціонального використання засобів АСК екіпажем ПС, залежно від правильності або помилковості прийнятого рішення командиром корабля, результат польоту може бути різним: - від успішного до катастрофічного.

Для ФГО АСК, що використовуються пілотом при русі по ЗПС і РД (етапи t_4,t_5) АП–25 (ЕНЛГС) вимагає, аби відмови технічних систем, використовуваних на цих етапах, були не більше ніж украй маловірогідні і знаходилися в діапазоні рівному $10^{-5} \div 10^{-7}$ час $^{-1}$, (п/п 3.8.1. и 3.2.4. НЛГС).

Для функціональні системи (ФС) АТС, відмова яких може наводити до аварійної (АС) або катастрофічної ситуації (КС), ці системи, згідно норм АП-25 (ЕНЛГС п/п 2.2.5) мають бути сконструйовані так, щоб:

- або наявний досвід дозволяв рахувати відмову практично маловірогідним - 10^{-9} час $^{-1}$;
- або використовуване резервування зберігало після двох послідовних відмов можливість продовження польоту в умовах не гірше чим усложнення умов польоту (УУП) - $10^{-3} \div 10^{-5}$ час $^{-1}$.

З ФГО АСК до цієї вимоги АП-25 (ЕНЛГС) [1,2] можна віднести топологічну групу вогнів візовану екіпажем ПС з висоти близькою до H_{min}, оскільки після прольоту цієї висоти відхід на другий круг неможливий і екіпаж вимушений продовжувати посадку (етап t_2). Відмова ФГО АСК в СМУ на цьому технологічному етапі, наводить до миттєвої дезорієнтації пілота в просторі. У цій ситуації результат польоту може бути будь-яким, аж до КС. Використовуване топологічне резервування ФГО АСК (рис.2.1.), покликаний забезпечувати умови посадки не гірше чим УУП на даному етапі, проте статистика авіаційних подій (АП) свідчить, що саме на цьому етапі відбувається до 60% всіх АП, пов'язаних з чинником СМУ. Це наводить до думки, що ефективність топологічного резервування ФГО АСК, при польотах в СМУ за умовами I - III категоріям ІКАО, явно недостатня, або в умовах СМУ не ефективна.

В разі, якщо відмова ФС АТС наводить до виникнення особливої ситуації (ОС) у польоті, то згідно вимогам [1,2] екіпажу ПС повинно бути забезпечена можливість:

- своєчасного виявлення відмови;
- ліквідація несприятливих наслідків відмови;
- завершення польоту, з АТС, що відмовила ФС.

При цьому за час, необхідне екіпажу для виконання дій вказаних у [1], ОС не повинна переходити в АС і КС.

Аналіз технологічних етапів взаємодії екіпажа ПС з вогнями АСК, топологічних і світлотехнічних характеристик АСК, а також статистики АП показує, що при польотах в СМУ екіпаж своєчасно може і не визначити своє місце розташування в просторі через відмови вогнів АСК, або інших причин, наприклад - раптового погіршення видимості. Перший абзац вимог АП-25 (ЕНЛГС, п/п 2.2.6.) явно нездійснимий, стосовно існуючого технічного рівня експлуатованих в даний час АСК. Але навіть якщо екіпаж і виявив відмови вогнів, і ці відмови істотно вплинули на процес визначення екіпажем просторового положення ПС відносно торця ЗПС, компенсувати наслідки цих відмов він може не на всіх технологічних етапах використання АСК, розглянутих вище. Іншими словами і другий абзац цих вимог ЕНЛГС (або АП-25), експлуатовані в даний час АСК не забезпечують. Нарешті, при польотах в СМУ за умовами III ІКАО екіпаж ПС не може успішно завершити політ, або зліт з ФГО, що відмовила, виходячи з вимоги третього абзацу п/п 2.2.6 ЕНЛГС (АП-25).

Таким чином, екіпаж ПС при польотах в СМУ, часто не в змозі своєчасно виявляти відмови вогнів АСК, і не допустіть відхилення траєкторії зниження ПС від глісади, оскільки технічні і топологічні характеристики, експлуатованих в даний час АСК, не забезпечують пряму однозначну сигналізацію екіпажу ПС про ці відмови, або просторові відхилення, на етапах технологічної взаємодії екіпажа ПС з вогнями АСК.

За результатами проведеного вище аналізу, в табл.1. приведені вимоги АП-25 (ЕНЛГС) для забезпечення нормованого рівня БП для ФГО АСК як складовій частині АТС на технологічних етапах t_i.

Таблиця 2.1.

Вимоги АП-25 (ЕНЛГС) до показників БП на технологічних етапах t_i взаємодії екіпажа ПС зі светосигнальными вогнями АСК.

Етап польоту, ΔT_i	Технологічний етап по рис.2.2.	Класифікація ОС	Нормований показник БП по НЛГС час$^{-1}$
$\Delta T_{пос}$	t_1	УУП	$10^{-3} \div 10^{-5}$
	t_2	АС или КС	$10^{-6} \div 10^{-7}$ или 10^{-9}
	t_3	СС	$10^{-5} \div 10^{-6}$
	t_4	УУП	$10^{-3} \div 10^{-5}$
$\Delta T_{взл}$	t_5	УУП	$10^{-3} \div 10^{-5}$
	t_6	СС	$10^{-5} \div 10^{-6}$
	t_7	УУП	$10^{-3} \div 10^{-5}$

Висновок

Проведений аналіз показав, що для ФГО АСК можна встановлювати показники надійності за умов вимог, що сформульовані у табл.1. Причому тих самих ФГО нормовані показники надійності приймаються більше, або нижче з вказаних значень у останній графі табл.1, відповідно до технологічних етапів пілотування t_i, для конкретного аеропорту в залежності з економічною доцільністю і інтенсивністю повітряного руху. Тому є можливість для деяких аеропортів значно спростити топологічну і електричну схему підключення аеродромних вогнів.

Список літератури

1. Нормы лётной годности самолётов троанспортной категории М.: МАК, 1993. – 127 с.
2. Нормы проектирования светосигнального и электрического оборудования систе воздушних судов в аеропортах. ВСН – 86, М.: МГА, 1987. – с.63.
3. Норы годности к эксплуатации в СССР гражданських аэродромов. – М.: Воздушный транспорт, 1983. – 157с.

УДК 628. 973 (045)

А.П. Колотюк, асистент,
В.О. Шевченко, доцент
(Національний авіаційний університет, Україна)

МОДЕЛЮВАННЯ СВІТЛОВИХ ПРИЛАДІВ НА ОСНОВІ СВІТЛОДІОДІВ ДЛЯ ВУЛИЧНОГО ОСВІТЛЕННЯ

Пропонується віртуальна модель світлового приладу для вуличного освітлення, на основі сучасних джерел світла, створення якого дозволяє проектувати системи вуличного освітлення зі значним зменшенням енергетичних і еконічних затрат.

Сучасні світлові прилади стають більш високотехнологічними за рахунок використання економічних електронних систем електроживлення та систем управління, використання ефективних джерел світла та матеріалів з оптимальними характеристиками світлотехнічної арматури. Виробники світлотехнічного обладнання пропонують широкий вибір своєї продукції, що забезпечує потреби освітлення та створення світлового середовища. Створюються світлові прилади не лише за утилітарним чи спеціалізованим призначенням, а й за індивідуальним, концептуальним. За умови високих вимог до якості освітлення та енергозбереження більшість країн у світі відмовляються від виробництва та використання світлових приладів на основі таких джерел світла як лампи розжарювання та малоефективних систем електроживлення, існують навіть державні законодавчі програми по забороні виробництва та використання такого обладнання. В Україні також прийнято рішення про створення та виконання цільової програми розробки високоефективних джерел світла та світлових приладів на їх основі.

У зв’язку з цим, особлива увага приділяється створенню світлотехнічного обладнання на основі світловипромінюючих діодів (СВД). Сучасний розвиток технологій виготовлення світлодіодів та швидкий прогрес відповідних СВД-технологій дозволяють прогнозувати ще більш широке використання світлодіодів та світлових приладів на їх основі в різних галузях світлотехніки [1, 2].

Потужні світлодіоди мають ряд переваг перед іншими джерелами світла – це високий ККД, значний термін служби, світлова віддача до 80-100 лм/Вт і більше, високий індекс кольоропередачі, можливість одержувати модульоване випромінювання зміною параметрів живлення. Для використання всіх переваг СВД особливого значення набуває управління випромінюваним світловим потоком. Більшість потужних світлодіодів поставляється зі стандартними лінзами, які фокусують та спрямовують світло. Ряд компаній випускає спеціалізовану оптику для світлодіодів провідних світових виробників, розраховану на найрізноманітніші застосування цих пристроїв. Існує оптика з різними діаграмами направленості та оптика, розрахована на використання декількох СВД, що дозволяє створювати світлодіодні модулі (СДМ). Вартість оптики на один потужний світлодіод може досягати кількох доларів. Однак, ці витрати забезпечують необхідний результат, надійне з'єднання оптики зі світлодіодами та спрощений монтаж.

Лінзи і рефлектори є найбільш часто використовуваними оптичними засобами, призначеними для формування діаграми направленості СВД. Ширина сформованого пучка світла при цьому може становити від одиниць до десятків градусів.

Структуру випромінювання СВД можна охарактеризувати як потік випромінювання, що поширюється в просторі. Більшість світлодіодів випромінюють потік симетрично навколо оптичної осі, тому структуру випромінювання визначає графік кутової залежності інтенсивності потоку. Основним параметром структури випромінювання є кут, що визначає ширину структури випромінювання на рівні половинної максимальної інтенсивності.

Як правило, потужні світлодіоди виготовляються з одним із трьох стандартних типів лінз: Lambert, Batwing або лінзи зі структурою випромінювання бічного розсіювання. У

випадку застосування лінзи Lambert світлодіод генерує рівномірно розподілений потік світла, що характеризується косинусною залежністю інтенсивності випромінювання. На рис. 1 показана типова структура випромінювання ламбертівського світлодіоду Luxeon фірми Philips Lumileds [3].

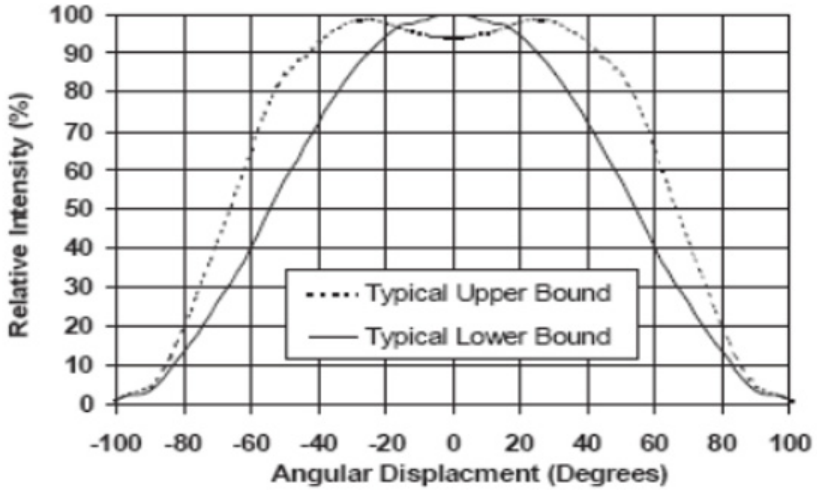


Рис. 1. Структура випромінювання лінзи типу Lambert

Застосування лінзи Batwing (batwing, англ. – крило кажана) дозволяє одержати потік із провалом у напрямку оптичної осі та двома максимумами при кутах близько 40° (рис. 2).

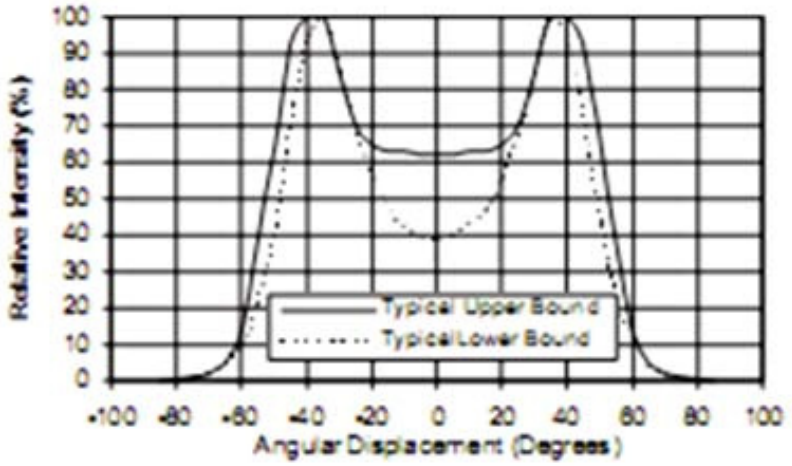


Рис. 2. Структура випромінювання лінзи типу Batwing

Лінза бічного розсіювання відрізняється від попередніх типів лінз своєю формою й структурою випромінювання. Застосування конічного рефлектора дозволяє сформувати вузький потік світла, розсіяного на 360° навколо осі на горизонтальній площині (рис. 3). Основне застосування - сигнальні фари, а також області, де випромінюване світло повинно розділятися на дві частини і спрямовуватися в протилежних напрямках.

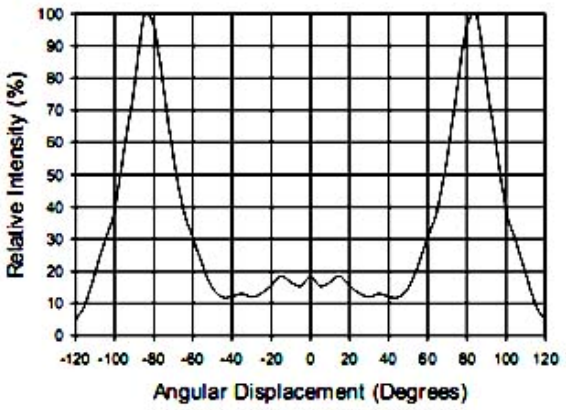


Рис. 3. Структура випромінювання лінзи зі структурою випромінювання бічного розсіювання

Часто для виконання світлотехнічного проекту потрібне застосування додаткових оптичних пристроїв, призначених або для концентрації світла, випромінюваного джерелом, або для розсіювання цього світла. Основні виробники оптики для світлодіодів провідних виробників Luxeon, Seoul Semiconductor, Cree, Nichia - Carclo Technical Plastics (Великобританія), Edison Opto Corporation (Тайвань), Ledil (Фінляндія), Khatod (Італія), Fraen SRL (Італія). Однак на ринку багато пропозицій від менш відомих фірм. Варто обережно підходити до вибору вторинної оптики, оскільки заявлені характеристики далеко не завжди підтверджуються на практиці.

Одним із найпростіших і дешевих додаткових оптичних пристроїв є лінзи, які фокусують світло, що проходить через них. Недоліком лінз є те, що вони не збирають світло, що генерується світлодіодом в бічних напрямках, тому концентрація світла лінзами - на рівні 50 %.

Досить ефективним оптичним пристроєм для перетворення випромінювання СВД є рефлектори, які виготовляються з пресованого металу або литого пластику з металевим відбиваючим покриттям. Звичайні параболічні рефлектори також можуть призначатися для генерування широкої рівномірно освітленої площі із крутою межею інтенсивності світла.

Надійність і вихідні характеристики світлодіодів тісно пов'язані з температурою, тому при розробці пристроїв на основі СВД повинна бути вирішена проблема відводу надлишкового тепла від кристалу до системи охолодження. Потрібно врахувати, що значна частина спожитої електричної енергії йде на нагрівання кристалу й усього світлодіоду в цілому. Крім того, на теплові режими великий вплив чинять зовнішні фактори. Теоретичний розрахунок залежності параметрів світлодіоду від температури є досить складним завданням. Тому, доцільно виконати експериментальне дослідження конкретних пристроїв (світлодіод, система охолодження, температура зовнішнього середовища) для встановлення залежності характеристик пристроїв від температури.

Світлодіодна продукція буде працювати надійно і якісно тільки при забезпеченні роботи в умовах, що рекомендуються виробником. При розсіюванні потужності менш 10...15 Вт прийнятним є використання алюмінієвих радіаторів. Головним недоліком конструкції тепловідводу на основі алюмінієвого радіатора є багатошаровість. Багатошаровим конструкціям властиві супутні перехідні теплові опори, які хоч і можна мінімізувати застосуванням спеціальних матеріалів, проте, вони призводять до збільшення температури переходу. Перспективним засобом охолодження СВД є застосування керамічних радіаторів, які характеризуються малим тепловим опором, високою механічною й діелектричною міцністю, відмінною адгезією до металів. Сполучення таких властивостей дозволяє створювати світлотехнічні пристрої з повністю ізольованим тепловідводом і монтажем світлодіодів безпосередньо на поверхні радіатора. При розсіюванні потужностей більше 15...20 Вт радіатор можна доповнити елементом примусового повітряного обдування. Таким чином, система охолодження потужних СВД є важливою складовою частиною будь-якого

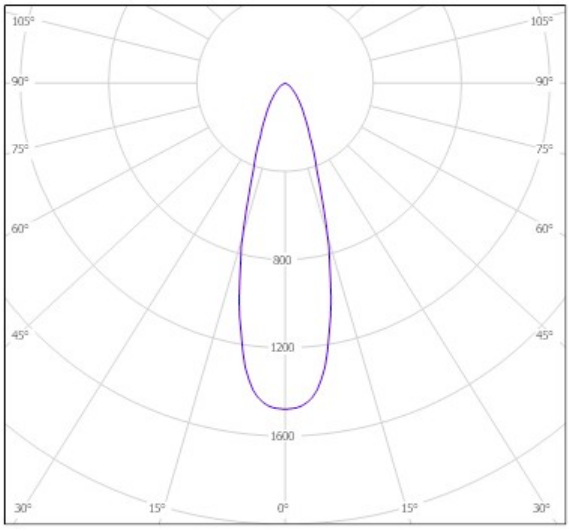
світлотехнічного пристрою, від якої залежать надійність і світлові характеристики. Існує безліч технологій охолодження, які можна використовувати як окремо, так і комбіновано.

Оскільки окремий світлодіод характеризується порівняно малим світловим потоком, світлодіодний світильник може складатися з кількох або з кількох десятків таких діодів. Тому виникає потреба в попередньому моделюванні світлодіодних світильників для визначення кількості світлодіодів, їх взаємного розташування та необхідності додаткових оптичних елементів.

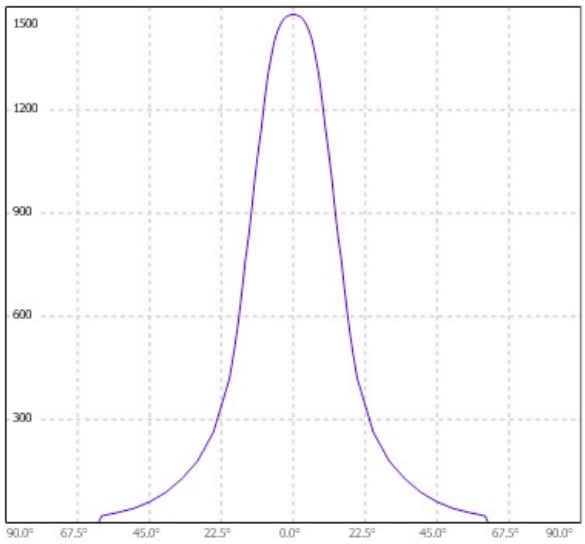
Зазвичай, виробники СВД надають інформацію про свої вироби, в тому числі, характеристики світлорозподілу – криві сили світла (КСС) в перерізах фотометричного тіла. Конструкція більшості світлодіодів дозволяє використання спеціально розроблених додаткових оптичних пристроїв для формування потоку випромінювання. Знання типових характеристик цих пристроїв недостатньо для визначення світлотехнічних характеристик модуля ”світловипромінюючий діод – оптичний пристрій” без додаткових експериментальних досліджень. Тому моделювання світлодіодних світильників треба починати з експериментального дослідження КСС світлодіодів.

В фотометричній лабораторії кафедри електротехніки і світлотехніки НАУ були виконані дослідження світлотехнічних характеристик світлодіодів Luxeon білого та червоного світіння ламбертівського типу, в тому числі з різними додатковими оптичними пристроями, виготовленими для даних типів світлодіодів. Основними елементами дослідної установки є поворотний стенд КЯ 4.13200002 та вимірювальний прилад – фотометр-радіометр ФР-2.

Отримані експериментальні результати дозволяють виконати, в першому наближенні, моделювання світлових приладів на основі СВД, у тому числі, світлосигнальних приладів. Були розроблені спеціальні програми для розрахунку КСС світлодіодних світильників з довільно розташованими та зорієнтованими відносно певного центру діодами, які дозволяють отримувати дані для створення фотометричних файлів світильників в IES-форматі [4] та розраховувати освітленості, створювані такими світильниками.



а)



б)

Рис. 5. Експериментальні (а) та розрахункові (б) значення КСС світловипромінюючого діода Rebel

На рис. 5 наведено експериментальні та розраховані теоретично значення КСС світлодіода з 45° оптикою. Вуличні світильники мають широку КСС, тому були проведені роботи по моделюванню світильника з відповідним типом світлорозподілу, з розташуванням світлодіодів в три лінійки по 8 штук, де бокові лінійки повернуті на 30° (Рис. 6.)

Результати розрахунків горизонтальної освітленості та яскравості створених наведеним вище «віртуальним» світильником на ділянці дороги 50Х12 м, отримані за допомогою світлотехнічної програми DIALux (Рис. 7.).

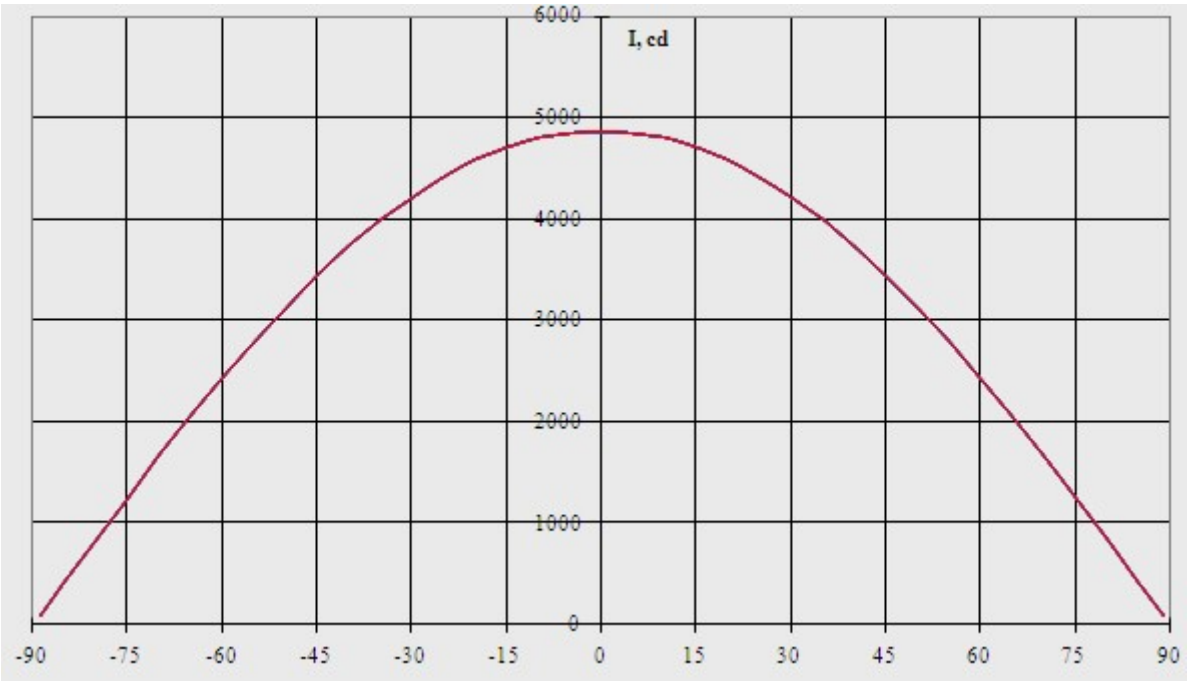
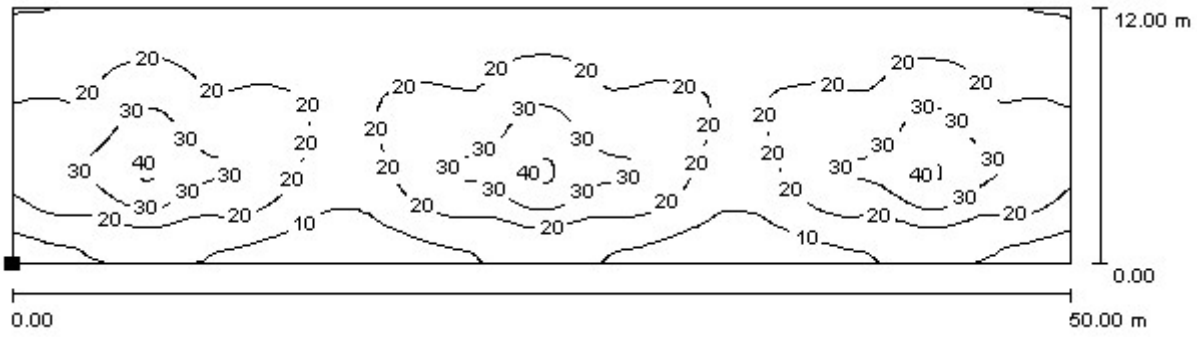
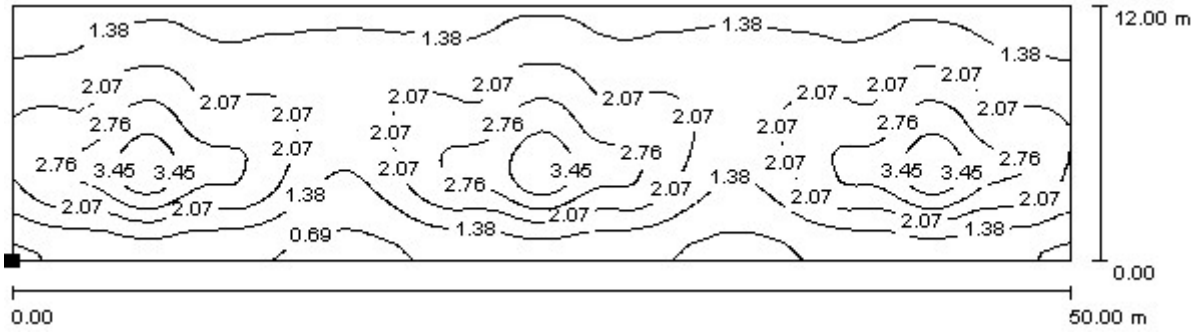


Рис. 6. Розрахункові значення КСС світильника на основі світловипромінюючого діода Rebel



а)



б)

Рис. 6. Розраховані значення горизонтальної освітленості (а) та яскравості (б), створюваної світильником із 24-ти світлодіодів Rebel з 45° оптикою

Висновок

Виконана робота показала можливість достатньо простими методами виконувати моделювання світлодіодних світильників. Основною проблемою при цьому є отримання значень сили світла окремого світлодіодного джерела (з оптикою та без оптики) в аналітичному вигляді, що передбачає пошук найкращої апроксимації експериментальних результатів.

Список літератури

1. *Юнович А.Э.* Светодиоды как основа будущего. Светотехника. 2003. № 3. С. 2-6.

2. *Коган Л.М.* Полупроводниковые светодиоды: современное состояние. Светотехника. 2000. № 6. С. 11-15.

3. Luxeon Technical Datasheet. http://www.LUMILEDSFUTURE.com.

4. *Коробко А.А.* О некоторых аспектах светораспределения световых приборов для программ расчета освещения. Светотехника. 2001. № 6. С. 22-28.

5. Руководство по проектированию аэродромов. Ч. 4. Визуальные средства. 4-е изд. – 2004. Doc.9157, AN/901.

6. Аэродромы. Приложение 14 к Конвенции о международной гражданской авиации: В 2 т. / 4-е изд., июль 2004. – Т. 1. Проектирование и эксплуатация аэродромов.

7. “Сертифікаційні вимоги до цивільних аеродромів України” (СВ ЦАУ), наказ Державіаслужби України від 17 березня 2006 р., № 201.

УДК 629.7.064

В.О. Повстень, д.т.н., проф., К.К. Дзюба, аспірант
(Національний авіаційний університет, Україна)

ПОКРАЩЕННЯ УМОВ ПУСКУ СИЛОВИХ АВІАЦІЙНИХ АСИНХРОННИХ ЕЛЕКТРОПРИВОДІВ

В статті обговорюється можливість покращення умов пуску силових асинхронних електроприводів у разі живлення від джерела енергії сумірної потужності за рахунок ємнісного компенсування падіння напруги на індуктивному опорі енергосистеми і застосування в авіаційних асинхронних двигунах роторів з пусковими і екранованими робочими короткозамкненими кільцями для покращення пускових властивостей цих двигунів.

Вступ. Основні труднощі широкого застосування електроприводів змінного струму на літальних апаратах, як і на інших транспортних засобах, найбільше пов'язані з порівняно невисокими пускорегулювальними властивостями асинхронних двигунів (АД) з короткозамкненим ротором, хоча у промисловості ці АД знайшли дуже широке застосування, завдяки значно меншій масі, ніж у двигунів інших типів, високій надійності у роботі і простоті обслуговування. У разі живлення досить потужних АД від джерела електричної енергії сумірної потужності напруга на клемах джерела живлення (мережі) через досить великі значення струму під час пуску АД і відповідно значні падіння напруги в енергосистемі може суттєво знижуватися. В результаті суттєво зменшується значення електромагнітного моменту АД , у тому числі пускового, оскільки вони пропорційні квадрату напруги. В свою чергу, це призводить до збільшення часу приведення в дію електроприводу, тобто воно негативно впливає на швидкодію електроприводу, а у разі необхідності пуску АД під суттєвим навантаженням взагалі пуск його виявиться неможливим. Суттєві зниження напруги на клемах електричної мережі під час пуску досить потужних електроприводів з АД негативно впливають і на працездатність багатьох інших споживачів електроенергії, які також живляться від цієї мережі.

Саме особливістю пуску досить потужних електроприводів, які встановлюються на літаках, і є те, що він здійснюється при живленні від джерела енергії сумірної потужності (бортові мережі) [1].

Відновлюється і регулюється напруга на шинах бортових електромереж літаків змінюванням струму збудження встановлених на них синхронних генераторів. При цьому можливості регулювання електрорушійної сили цих генераторів обмежуються регулювальними властивостями системи регулювання та зростанням рівня насичення магнітної системи генератора зі збільшенням струму збудження генератора. В результаті, на відміну від пуску більшості промислових електроприводів, значна частина часу пуску силових авіаційних електроприводів з АД може відбуватися майже при незмінній електрорушійній силі генератора ($E_Г \approx const$), тобто при значно зниженій напрузі. Отже, у разі великих пускових струмів АД для підтримання допустимого рівня напруги на шинах енергосистеми літака під час пуску силових електроприводів з АД необхідним стає застосування додаткових способів збільшення напруги. Не завжди достатньою мірою розв'язується це питання і шляхом перемикання обмоток АД під час пуску зі з'єднання за схемою зірки на з'єднання за схемою трикутника і навпаки.

Можливості використання ефекту витіснення струму в пазах ротора для збільшення пускового моменту і зменшення пускового струму для авіаційних АД зазвичай обмежуються надто малими розмірами цих пазів, а особливо недостатньою їх висотою.

Постановка завдання. Завданням даної роботи є обговорення одного із можливих способів зменшення падіння напруги на шинах бортової електромережі літака під час пуску досить потужних асинхронних електроприводів, а також визначення ефективності застосування в авіаційних АД роторів з пусковими і робочими короткозамкненими кільцями з феромагнітними екранами для збільшення пускового моменту і зменшення пускового струму.

Розв'язання поставленого завдання. Підтримання напруги у певних (допустимих) межах на різних ділянках існуючих енергетичних мереж належить до основних показників якості електроенергії, що передається цими мережами. З цією метою застосовуються різні способи змінювання напруги, які нерідко застосовуються паралельно [2].

Зокрема, для зменшення реактивного опору електричних мереж $X_м$, реактивний опір проводів якої є головним чином індуктивним $X_{L_П}$, в електричну мережу послідовно вмикають ємнісні елементи (конденсатори). Нерідко їх розташовують безпосередньо на опорах лінії електропередачі, Тоді

$$X_м = X_{L_П} - X_{C_К},$$

де $X_{L_П} = 2\pi f L_П$; $X_{C_К} = \dfrac{1}{2\pi f C_К}$ – ємнісний опір конденсаторів, що послідовно вмикаються в лінію електропередачі; $L_П$ – індуктивність проводів лінії електропередачі; f – частота струму; $C_К$ – ємність встановлених конденсаторів.

Коли $X_{L_П} \approx X_{C_К}$, падіння напруги в лінії передачі, зумовлене наявністю індуктивного опору проводів, майже повністю компенсується відповідним значенням напруги на ємнісних елементах. В результаті навіть у разі дуже значного зростання струму в лінії передачі падіння напруги у ній майже повністю буде визначатися лише активним падінням напруги.

Саме таким чином можна також зкомпенсувати і короткочасне значне падіння напруги на внутрішньому індуктивному опорі фази синхронного генератора літака X_d (синхронному індуктивному опорі генератора). Інші опори генератора при цьому практично можуть не братися до уваги.

Завдяки підвищеній частоті струму (400 Гц), яка використовується для живлення споживачів енергії на літаках , ємність конденсаторів, яка необхідна для реалізації даного способу збільшення напруги, у разі застосування на літаках є у багато разів меншою, ніж у разі частоти струму 50 Гц, оскільки вона пов'язана у цьому випадку з індуктивним опором генератора X_d співвідношенням:

$$C = \frac{1}{2\pi f X_d}.$$

Еквівалентна електрична схема заміщення, яка відповідає початку пуску АД, при живленні АД від одного синхронного генератора і застосуванні на час пуску АД ємнісного компенсування падіння напруги на синхронному індуктивному опорі генератора X_d може бути представлена у вигляді, показаному на рис. 1.

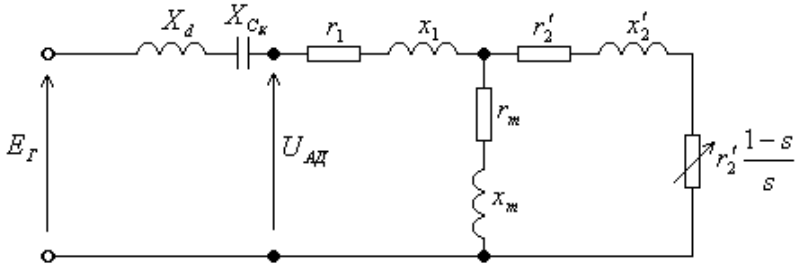


Рис. 1. Еквівалентна електрична схема заміщення АД і синхронного генератора з ємнісним компенсуванням падіння напруги

На цій схемі $E_Г$ – фазова електрорушійна сила синхронного генератора; $U_{АД}$ – фазова напруга АД; X_d – синхронний індуктивний опір генератора; r_1 і r_2' – активний і зведений активний опори обмоток статора і ротора АД; x_1 і x_2' – індуктивний і зведений індуктивний опори розсіяння обмоток статора ротора АД; r_m і x_m – активний та індуктивний опори

намагнічувальної вітки Т-подібної схеми заміщення АД; $X_{C_к}$ – компенсувальний ємнісний опір; s – ковзання АД, яке в початковий момент пуску АД дорівнює одиниці.

Пуск досить потужного АД у разі живлення від двох чи декількох генераторів, які увімкнуті на паралельну роботу, як зрозуміло, буде відбуватися у сприятливіших умовах, оскільки при цьому пусковий струм АД розподіляється між різними генераторами. Відповідно значення падіння напруги в енергосистемі літака під час пуску цього АД стають меншими ніж у разі пуску від одного генератора.

У роботі [3] для покращення пускових властивостей короткозамкнених АД, особливо у разі проблемності чи неможливості застосування з цією метою традиційних рішень і способів, обґрунтована доцільність виконання АД з двома короткозамкненими кільцями з кожного боку або з одного боку, розташованими одне за одним уздовж ротора і електрично з'єднаними між собою подовженими стрижнями. При цьому робочі кільця виконуються з феромагнітними екранами для суттєвого збільшення їх індуктивного опору розсіяння під час пуску АД, а пускові кільця мають збільшений активний опір і не мають феромагнітних екранів. В результаті під час пуску АД через збільшену частоту струму у лобовій зоні обмотки ротора струм витісняється в елементи пускових кілець зі збільшеним активним опором, але набагато меншим індуктивним опором розсіяння. Малі розміри пазів і стрижнів ротора у разі застосування запропонованого виконання лобових зон обмоток ротора не перешкоджають покращенню пускових властивостей короткозамкнених АД за рахунок використання ефекту витіснення струму у цих зонах обмотки ротора. Подібне виконання обмоток ротора авіаційних АД, в яких частота струму під час пуску у вісім разів перевищує частоту пускового струму промислових АД.

Проведені розрахункові дослідження з використанням методики розрахунку авіаційних асинхронних двигунів, викладеної у роботі [4], і з урахуванням залежностей, наведених у роботі [3], показали, що для відомого авіаційного двигуна типу МТ-3000 у разі застосування запропонованої зміни лобової зони обмотки ротора збільшення пускового моменту може досягти 20…25%, а зменшення пускового струму – 15…20%. При цьому погіршення значень ККД і коефіцієнта потужності $\cos\varphi$ АД у номінальному режимі роботи виявилися істотно меншими порівняно з покращеннями пускових характеристик.

Висновок

Розглянута ємнісна компенсація падіння напруги в елементах енергосистеми дає можливість у разі необхідності зберігати відповідний рівень напруги на шинах бортової мережі літаків і на клемах досить потужних асинхронних електроприводів цих літаків у пусковому режимі роботи АД.

В результаті також скорочується час приведення у дію електроприводів з цими АД, тобто час готовності їх до роботи, що для забезпечення достатньої швидкодії певного авіаційного обладнання має важливе значення.

Використання в роторах авіаційних короткозамкнених АД пускових кілець зі збільшеним активним ротором і робочих кілець з феромагнітним екрануванням дає можливість у разі необхідності помітно покращувати пускові властивості цих АД без значного погіршення їх робочих характеристик, зокрема, ККД і коефіцієнта потужності $\cos\varphi$.

Список літератури

1. *Бобов К.С., Винокуров В.А., Аскерко В.С., Кравчук М.В., Панасик Г.Н.* Авиационные электрические машины.– М.: Узд. ВВИА, 1960. – 643 с.
2. *Суслова Н.В., Винославский В.Н., Денисенко Г.И., Перхач В.С.* Электрические системы и сети.– К.: Вища школа, 1986.– 584 с.
3. *Повстень В.О., Курілов В.І., Дзюба К.К.* Поліпшення пускорегулювальних і енергетичних властивостей асинхронних електроприводів // Електроніка і системи управління.– 2007.– №3 (13).– с. 100-105.
4. *Голубченко Я.А.* Расчет авиационных электрических машин. – М.: Машиностроение, 1986.– 232с.

УДК 628.9(075.8)

В.О. Повстень, д.т.н., проф.
Т.І. Дмитруха, аспірант
(Національний авіаційний університет, Україна)

ПІДВИЩЕННЯ ЕКСПЛУАТАЦІЙНОЇ ЕФЕКТИВНОСТІ І ЕКОЛОГІЧНОСТІ СВІТЛОТЕХНІЧНИХ СИСТЕМ У РАЗІ РОБОТИ З ПАУЗАМИ РОБОЧОГО СТРУМУ

Робота присвячена підвищенню експлуатаційної ефективності і екологічності світлотехнічних систем у разі роботи з паузами робочого струму.

Екологічне значення отриманих у роботі результатів визначається тим, що енергозбереження у цілому і відповідно енергетична частка ртуті і інших шкідливих речовин, що виділяються у довкілля, суттєво залежать від витрат енергії на освітлення. Поряд з цим, кількість ртуті, що виділяється у довкілля, суттєво залежить від терміну служби ДС з вмістом ртуті, оскільки від нього залежить частота заміни цих ДС під час експлуатації і відповідно їх кількість, що знаходиться у довкіллі і може бути зруйнованою.

В існуючих світлотехнічних системах паузи робочого струму різної тривалості створюються у разі роботи цих систем в імпульсних режимах, а також для стабілізації горіння і регулювання світлового потоку розрядних ДС у разі роботи їх з електронними пускорегулювальними апаратами (ПРА).

Через швидку (за $10^{-5}…10^{-3}$ с) деіонізацію газового середовища в пальниках, конденсацію в них парів металів і охолодження електродів під час пауз струму потрібні значні збільшення напруги для запалювань цих ДС після кожної чергової паузи, а головне – у ДС з парами металів суттєво збільшуються періоди їх розгоряння. Тому в існуючих імпульсних світлотехнічних системах застосовуються ДС з розрядом в інертних газах (ксенонові), хоча їх енергетична ефективність є у декілька разів меншою, ніж, наприклад, у натрієвих розрядних ДС, але у них практично відсутні періоди розгоряння. До того ж значно меншим у них є і термін служби. Високі значення напруги під час повторних запалювань розрядних ДС збільшують інтенсивність бомбардування електродів цих ДС «важкими» позитивними іонами і вони відповідно швидше руйнуються.

Запропоновано позбуватися від періодів повторних розгорянь розрядних ДС з випромінюючими парами металів і відповідно отримувати можливість використовувати ці ДС і в імпульсних режимах роботи шляхом створення в пальниках цих ДС неперервного (чергового) малопотужного дугового розряду з порівняно малим базовим струмом $i_б = I_б$. Тоді в пальниках цих ДС буде постійно підтримуватися достатній тиск парів випромінюючих металів і необхідні для утворення потужних спалахів світла іонізація цих парів і термоелектронна емісія. При цьому потужні спалахи світла створюються шляхом збільшення струму до певних пікових значень $I_{\text{п}}$ (рис. 1).

На рис. 1 кривою I показана спадна вольт-амперна характеристика розрядного ДС, а кривими II, III, IV ─ зовнішні характеристики системи живлення ДС.

Як видно з рис. 1, стійким горінням дугового розряду в ДС відповідають точки 1, 2, 3 на вольт-амперній характеристиці ДС, оскільки вони є точками перетину її з зовнішніми характеристиками системи живлення і відповідають критерію стійкості горіння дугового розряду. При цьому точці 1 відповідає базове значення струму лампи $I_{\text{б}}$. Оскільки ж $I_{\text{б}} \le I_{\text{п}_2}$ і $I_{\text{б}} \le I_{\text{п}_3}$, додаткові витрати енергії зумовлені підтриманням горіння неперервного малопотужного дугового розряду, істотного значення не мають.

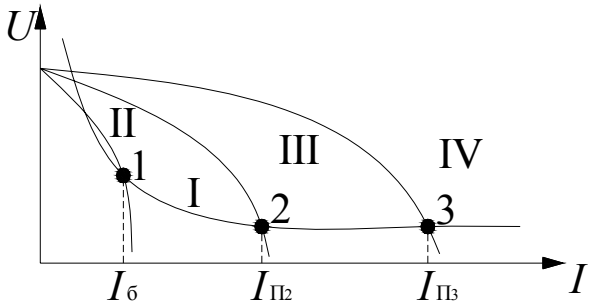


Рис.1. Вольт-амперна характеристика розрядного ДС (I) і зовнішні характеристики системи живлення ДС (II, III, IV):
$I_б$ – базове значення струму ДС; $I_{п_2}$, $I_{п_3}$ – можливі пікові значення струму ДС

Саме так утворюються потужні короткочасні імпульси енергії у зварювальній дузі при імпульсно-дуговому зварюванні [1]. Для того, щоб значення базового струму $I_б$, який забезпечує неперервне стійке горіння чергового дугового розряду при імпульсно-дуговому зварюванні чи в імпульсній розрядній лампі, було мінімальним, зовнішня характеристика системи живлення (електричного кола підживлення) у режимі утворення цього струму повинна бути крутоспадною (штиковою), як це видно з рис. 1.

Чергова малопотужна електрична дуга застосовується також у плазмотронах і збуджується у них між катодом і соплом, що охолоджується, але в світлотехнічних системах застосування чергової малопотужної дуги (струму підживлення) у разі роботи розрядних ДС з паузами струму запропоновано саме у виконаній роботі.

Для застосування імпульсно-дугового способу зварювання вже створені високоефективні автоматизовані апарати, які добре зарекомендували себе в роботі [2]. Оскільки при створенні цих апаратів вирішувалися проблеми подібні тим, про які йшла мова вище, то накопиченим у зварювальній техніці досвідом доцільно скористатися і для вирішення проблеми підвищення ефективності світлотехнічних систем у разі роботи з паузами струму. При цьому слід зауважити, що такої проблеми, як знос електродів у зварювальній техніці взагалі немає, а використовується чергова малопотужна дуга в зварювальній техніці для підвищення стабільності горіння зварювальної дуги.

Приблизний графік зміни струму дугового розряду $i_д$ у часі t у разі неперервного горіння в ІЛ чергової малопотужної дуги і періодичному короткочасному (імпульсному) значному збільшенні потужності ІЛ для створення спалахів світла, має вигляд кривої, яка показана на рис. 2.

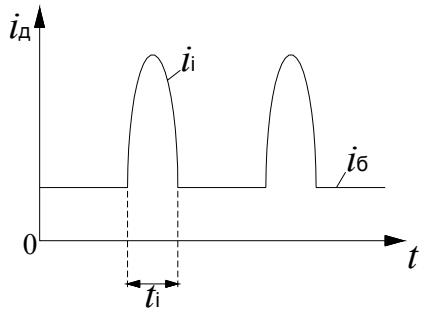


Рис. 2. Зміна струму дугового розряду $i_д$ у часі t під час неперервного горіння в ІЛ чергової малопотужної дуги і періодичному (імпульсному) значному збільшенні потужності ІЛ

При цьому струм розрядної лампи

$$i_{\text{л}} = i_{\text{д}} = i_{\text{р}} + i_{\text{б}},$$

де $i_{\text{р}}$, $i_{\text{б}}$ — відповідно миттєві значення робочого струму лампи і базового струму (струму підживлення).

Запропонована також ефективніша порівняно з конденсаторною система попереднього накопичення енергії для створення потужних спалахів світла. Відрізняється вона тим, що накопичення цієї енергії відбувається не в електричному полі конденсатора, а в магнітному полі дроселя, через який пропускається базовий струм $i_{\text{б}}$. Ця енергія дорівнює $W_L = L_{\text{др}} i_{\text{б}}^2 / 2$. Світлова видатність спалаху світла при цьому

$$\eta = \frac{W_{\text{сп}}}{L_{\text{др}} i_{\text{б}}^2 / 2} = \frac{2\int_0^{t_{\text{сп}}} \Phi(t)dt}{L_{\text{др}} i_{\text{б}}^2},$$

а індуктивність накопичувального дроселя з постійним базовим струмом $i_{\text{б}} = I_{\text{б}}$

$$L_{\text{др}} = 2\frac{\int_0^{t_{\text{сп}}} \Phi(t)dt}{\eta I_{\text{б}}^2} = \frac{2W_{\text{сп}}}{\eta I_{\text{б}}^2},$$

де $W_{\text{сп}}$ – енергія спалаху світла, $L_{\text{др}}$ – індуктивність накопичувального дроселя; $t_{\text{сп}}$ — тривалість спалаху; $\Phi(t)$ — залежність, яка визначає миттєві значення світлового потоку спалаху.

Силова частина запропонованої системи складається із тиристорного регулятора UZ, дроселя Д і тиристора VS (рис.3).

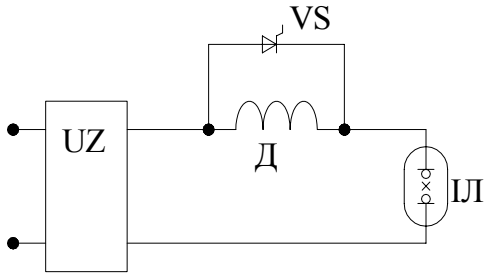


Рис. 3. Схема імпульсної системи утворення спалахів світла
з шунтуванням дроселя з базовим струмом

При шунтуванні дроселя тиристором VS струм у ньому швидко зменшується майже до нуля і таким чином утворюється імпульс напруги, необхідний для збудження спалаху світла з накопиченою у магнітному полі дроселя енергією.

Співвідношення, яке визначає закономірність змінювання струму у зашунтованому дроселі, має такий вигляд:

$$i = i_{\text{б}_0} e^{-t/\tau} + \frac{\Delta U_{\text{VS}}}{R}\left(1 - e^{-t/\tau}\right),$$

а імпульсна ЕРС у контурі ІЛ:

$$e_L = L_{\text{др}} \frac{di}{dt},$$

де $\tau = \frac{L_{\text{др}}}{R}$ — електромагнітна стала часу; R — активний опір дроселя; ΔU_{VS} — падіння напруги на відкритому дроселі; $i_{\text{б}_0}$ — струм дроселя в момент відкриття тиристора VS.

Суттєвою позитивною особливістю цієї системи є наявність лише одного джерела струму замість двох, застосування імпульсного тиристора замість спеціального імпульсного генератора і використання тиристорного регулювання струму. Крім більшої надійності в роботі вона має меншу масу, менші розміри і є екологічнішою, ніж аналогічна система з накопичувальним конденсатором.

Ефективність і достовірність запропонованих рішень практично перевірена успішним застосуванням подібних рішень у зварювальній техніці, зокрема, для забезпечення високоякісного імпульсно-дугового зварювання.

Наявність базового струму підживлення також забезпечує надійне горіння розряду в розрядних ДС і збільшує термін служби цих ДС у разі роботи їх з електронними ПРА, дія і регулювальні властивості яких зумовлені паузами робочого струму певної тривалості. В свою чергу, застосування електронних ПРА замість електромагнітних дозволяє зменшувати споживання електроенергії комплектами ПРА-ДС на 25…50%.

Висновки:

1. Оскільки енергозбереження у цілому і відповідно енергетична частка ртуті і інших шкідливих речовин, що виділяються у довкілля, суттєво залежать від витрат енергії на освітлення, підвищення ефективності різних світлотехнічних систем є одночасно і важливим екологічним завданням.
2. Оскільки на виділення ртуті у довкілля суттєво впливає термін служби ДС з вмістом ртуті, подовження терміну служби цих ДС одночасно має велике значення і для покращення екологічного стану довкілля щодо ртуті.
3. Певними недоліками багатьох існуючих імпульсних світлотехнічних систем є робота з паузами струму різної тривалості, що призводить до необхідності збільшення пікових значень напруги для повторних запалювань розрядних ДС і інтенсивного зносу електродів та зменшення терміну служби цих ДС.
4. Позбавлятися від недоліків імпульсних світлотехнічних систем, які відзначені у п.3, можна шляхом створення неперервного малопотужного розряду в пальниках розрядних ДС, який здатен постійно підтримувати дуговий проміжок імпульсних ДС в іонізованому і достатньо підігрітому стані і дає можливість застосовувати для утворення спалахів світла не тільки розрядні лампи з дуговим розрядом в інертних газах, а й інші ефективніші типи розрядних ламп, зокрема з парами металів.
5. Запропоновано періодично накопичувати енергію для створення спалахів світла не в електричному полі конденсатора, а в магнітному полі дроселя, через який пропускається базовий струм і який з такою ж періодичністю шунтується.
6. Наявність базового струму забезпечує надійне горіння розряду в розрядних ДС у разі їх роботи з електронними ПРА, дія і регулювальні властивості яких зумовлені паузами певної тривалості у робочому струмі ДС. Оскільки базовий струм може бути набагато меншим, ніж робочий струм ДС, додаткові витрати енергії, зумовлені ним, не мають істотного значення.

Список літератури

1. *Повстень В.О., Посвятенко Е.К.* Фізичні основи та джерела живлення зварювальної дуги.- К.: Арістей, 2004. – 168 с.

2. Оборудование для дуговой сварки: Справ. пособие под редакцией *В.В. Смирнова.* -Л.: Энергоатомиздат. Ленинградское отделение, 1986.-656 с.

УДК 656.71.057:629.735.(045)

Ю.Т. Герасименко, к.ф.-м.н., П.П. Когут,
В.И. Степура, к.т.н., В.А. Шевченко
(Национальный авиационный университет, Украина)

ОЦЕНКА КАЧЕСТВА ВОДЯНЫХ ЗНАКОВ ЦЕННЫХ БУМАГ

Для защиты ценных бумаг и документов, изготовленных на бумажных носителях, используются разные виды степеней защиты, в том числе, и водяные знаки. В процессе производства бумаги и дальнейшем ее использовании при изготовлении соответствующих изделий, возникает необходимость контроля выработки бумаги на соответствие техническим условиям производства, а также контроля качества технологических операций, применяемых при изготовлении из нее конечного продукта.

В работе выполнены исследования различных видов бумаги с водяными знаками, на основании которых предложены способы оценки качества состояния бумаги при изготовлении и последующей эксплуатации.

Качество бумаги определяет целый ряд параметров. В случае изготовления ценных бумаг особое внимание уделяется качеству формируемых водяных знаков. Существуют специальные оптические инструменты визуального контроля качества изготавливаемой бумаги. Они позволяют достаточно быстро определять дефекты и предупреждать о необходимости выполнения корректировки. Подобные системы контроля реализуются на сложных фотосистемах высокого класса стоимостью в десятки тысяч долларов. На экран цветного монитора выводится выделенное изображение, по которому можно определять качество нанесенных знаков, оценивать и распознавать отклонения по контрольным меткам.

В данной работе предлагаются простые способы контроля качества формируемых водяных знаков в процессе изготовления бумаги, основанные на анализе цифрового изображения отдельного водяного знака или его части. Цифровая обработка сканированных изображений позволяет использовать мощный математический аппарат для анализа изображений.

На первом этапе выполняется оцифровка изображений участков бумаги, полученных фотографированием или сканированием в отраженном или проходящем свете. Сканирование (оцифровка) означает получение цифрового изображения, преобразование визуальной информации в цифровую форму. В основном работают с растровыми и векторными изображениями. Растровые изображения состоят из сеток цветных, серых полутоновых или черно-белых пикселов, или элементов изображения. Цветовые характеристики растровых изображений приводят к большим размерам графических файлов. Поэтому при оцифровке изображения необходимо учитывать размеры оригинала, разрешение при сканировании, формат файла, в котором сохраняется оцифрованное изображение.

Оцифровка представляет собой процесс, в котором изображение раскладывается на точки, и информация о яркости каждой точки вводится в компьютер. Наиболее широко распространенными устройствами оцифровки являются сканеры и видео-АЦП. В простейшем случае после оцифровки получается двухградационное изображение. При этом оцифровыватель работает с заранее установленным порогом. Ниже этого порога точка изображения воспринимается как черная (цифровое значение 0), а выше порога — как белая (цифровое значение 1). При использовании оцифровывателя, который способен различать 256 уровней серого, на компьютер для черных точек будет передаваться значение 0, а для белых — значение 255. Значения для серых точек будут лежать между этими граничными значениями.

Качество оцифрованных изображений зависит от числа отдельных точек, на которые раскладывается изображение, и от точности, с которой производится измерение яркости или соотношения цветов в точках изображения. Эти два фактора называются разрешением по

элементам и разрешением по уровням серого. При оцифровке частот используют понятие «пространственное» и, соответственно, «временное» разрешение.

Пространственное разрешение оказывает решающее влияние на преобразование информации, которая изменяется по пространству, но не меняется во времени. Разрешение по элементам показывает, на какое общее число элементов (точек) разлагается изображение, а пространственное разрешение показывает, сколько элементов приходится на единицу длины. Временное разрешение играет важную роль при оцифровке сигналов, изменяющихся во времени.

Пиксел – элемент изображения, является минимальной единицей измерения данных изображения. Каждый пиксел растрового изображения имеет четыре основные характеристики — размер, тоновое значение, глубину цвета и позицию. Эти четыре атрибута определяют разрешение. Все пикселы одного изображения имеют одинаковый размер, который определяется разрешением, с которым было сканировано изображение. При более высоком входном разрешении генерируются пикселы меньшего размера, что обеспечивает большее количество информации и вероятных деталей на единицу измерения, а также большую плавность тоновых переходов. Размер и количество пикселов определяют количество информации, содержащейся в изображении.

Сканеры и цифровые камеры присваивают определенное значение цвета или оттенка серого каждому пикселу изображения. Эффект непрерывности тона возникает из-за малых размеров пикселов, вследствие чего соседние пикселы незначительно отличаются друг от друга по цвету или тону. Разрядность битового представления цвета, или глубина цвета, оцифровывающего устройства, определяет количество возможных цветов или тонов.

Растровое изображение представляет собой сетку дискретных пикселов, каждый из которых имеет определенные горизонтальные и вертикальные координаты внутри сетки.

Если производить оценку только яркостной информации в изображении, то в результате получим чисто черно-белое (т.е. двухградационное) или полутоновое изображение. При цифровой обработке изображений различают два вида нецветных изображений, а именно, двухградационные и полутоновые изображения. Двухградационное изображение состоит только из черных и белых элементов, полутоновые изображения содержат также и промежуточные оттенки серого.

Монохромное изображение представляет собой двумерную матрицу яркости в пространственных координатах. Цифровое изображение – таблица значений яркости. Яркость точки – значение от 0 до 255, что соответствует изображению в градациях серого с глубиной яркости 8 бит. Анализ цифрового изображения сводится к анализу матрицы, в которой значениями является яркость. В случае полноцветного изображения такая матрица яркости есть для каждого цвета.

Следующим этапом после оцифровки изображений участков бумаги с водяными знаками является математическая обработка полученных. Список программного обеспечения, используемого для обработки изображений, достаточно велик. Если дело касается данных, уже представленных в форме изображений, то для этих целей можно использовать Adobe Photoshop и аналогичные системы растровой графики. Они позволяют применять широкий спектр методов обработки и трансформации изображений, а также их статистического анализа. Такой подход приводит к потере точности и определенным затруднениям численной интерпретации.

Задача обработки двумерных данных шире задачи обработки изображений. Трактуя данные в зависимости от их природы различным способом, можем применять к ним ряд методов алгебры, анализа, математической статистики, решать дифференциальные и интегральные уравнения. Для этих целей можно использовать системы инженерных вычислений. В настоящее время для решения подобных задач чаще всего применяют электронные таблицы Excel и специальные математические программы Mathcad, Mathematica, Maple и др. Технология работы в средах Excel и Mathcad имеет много общего. И в среде Excel, и в среде Mathcad, математический аппарат можно расширять, создавая

пользовательские операторы, функции и процедуры. Для этого Excel и Mathcad имеют встроенные языки программирования. В систему Mathcad интегрированы средства символьной математики, что позволяет решать поставленные задачи не только численно, но и аналитически. Для автоматизации математических расчетов могут использоваться компьютерные программы узкого специального назначения или универсальные программные средства, составленные с использованием конструкций языков высокого уровня (Фортран, Pascal, Си). Однако разработка таких программных средств требует соответствующей подготовки в практике программирования и достаточно большого времени. Поэтому предпочтительнее использовать интегрированные системы для автоматизации математических расчетов, например, Mathcad. Существенным достоинством подобного программного обеспечения является то, что в нем описание решения математических задач дается с помощью привычных для математических формул и знаков. Такой же вид имеют и результаты вычислений. Кроме того, пользователям предоставлена возможность составлять собственные программы-функции и использовать принципы модульного программирования для реализации оригинальных вычислительных алгоритмов.

Визуализация двумерных экспериментальных данных часто рассматривается как отдельная задача. Такие данные обычно представляют в виде изображений или поверхностей в перспективной проекции. Описанные выше программы позволяют с определенными ограничениями производить такую визуализацию.

На рис. 1 приведено сканированное изображение специального локального водяного знака, нанесенного по краю рулона ценной бумаги. Назначение такого водяного знака – возможность контроля по фрагменту бумаги качества изготовления всего рулона в целом.

Рис. 1. Сканированное изображение специального водяного знака

Реальная площадь объекта – несколько квадратных миллиметров. Размер цифрового изображения - 400×287 пикселов. Горизонтальное и вертикальное разрешение сканирования – 300 точек/дюйм. Размер файла в bmp-формате – 514 килобайт.

На рис. 2 показаны варианты обработанного с помощью программы Mathcad фрагмента изображения водяного знака.

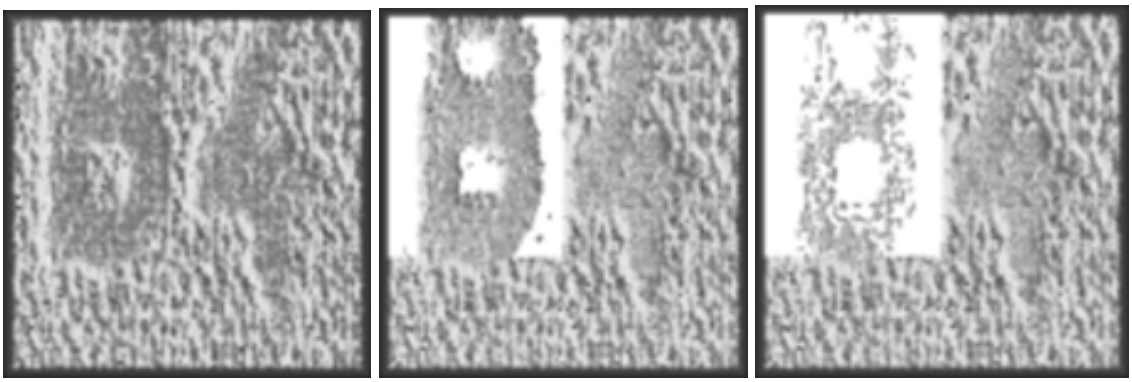


Рис. 2. Обработка части цифрового изображения водяного знака в программе Mathcad

Судить о качестве сформированного водяного знака можно сравнивая его изображение с эталоном водяного знака. В данном случае качество изготовления водяного знака оценивается как удовлетворительное.

На рис. 3 приведено сканированное изображение водяного знака, систематически повторяющегося по всему полю бумаги. Реальные размеры этого водяного знака значительно превышают размеры предыдущего, но размер цифрового изображения - 150×141 пикселов. Горизонтальное и вертикальное разрешение сканирования – 70 точек/дюйм. Размер файла в bmp-формате – 22,5 килобайт.

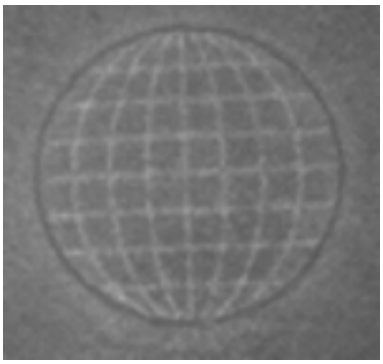
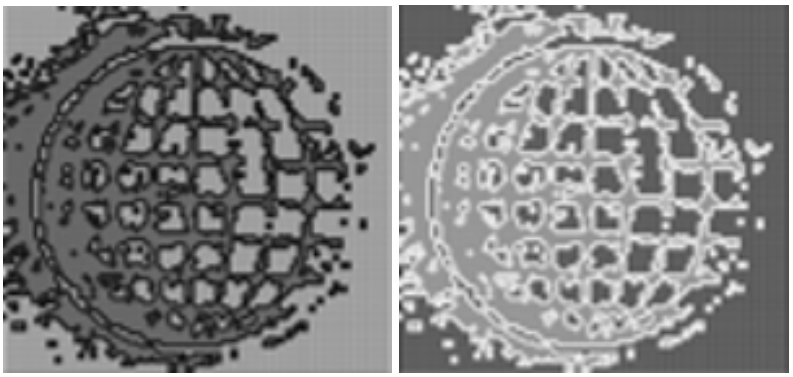
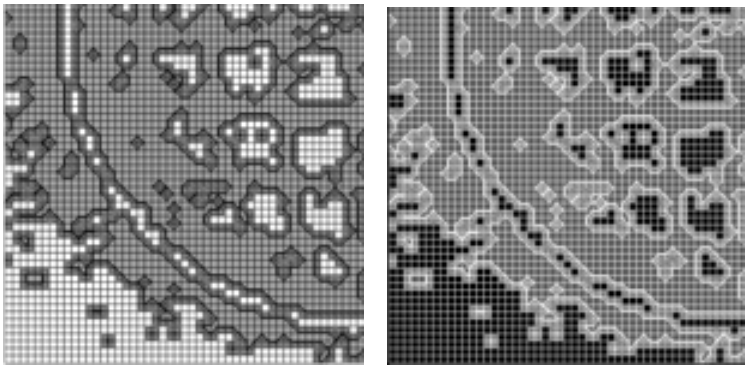


Рис. 3. Сканированное изображение водяного знака

На рис. 4, а показаны варианты позитивного и негативного (инвертированного) цифрового изображения водяного знака, полученные с помощью программы Mathcad. Часто достаточно исследовать только часть изображения, чтобы судить о качестве всего знака. На рис. 4, б показаны цифровые изображения части водяного знака, полученные с помощью программы Excel.



а)



б)

Рис. 4. Обработка цифрового изображения водяного знака в программе Mathcad (а) и Excel (б)

Вывод

На заключительном этапе работы выполняется анализ полученных результатов и сопоставление их с нормированными величинами, что позволяют оценить качество нанесенных знаков и выявить места, в которых параметры бумаги или местоположение водяных знаков не соответствует требованиям технических условий или нормам качества продукции.

УДК 681.3.06(045)

А.А. Зеленков, к.т.н., проф., А.П. Голик, асп.
(Национальный авиационный университет, Украина)

ПРОБЛЕМЫ ОЦЕНКИ НАДЕЖНОСТИ ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ОТКАЗОУСТОЙЧИВЫХ СИСТЕМ АВИОНИКИ

Ставится задача оценки надежности программного обеспечения бортовых отказоустойчивых систем управления на различных этапах жизненного цикла. Предлагаются различные методы оценки надежности, которые учитывают внутренние характеристики программных модулей и результаты тестового контроля.

Ключевые слова: отказоустойчивая авионика, надежность программного обеспечения, корректность адгоритма, устойчивость алгоритма, модель надежности, отладка программного обеспечения.

Основные особенности функционирования программного обеспечения (ПО) бортовых отказоустойчивых вычислительных систем обусловлены режимом реального времени выполнения вычислений, разветвленным обменом данными и значительным объёмом обрабатываемой информации, случайным характером поступления внешних воздействий, решением разнообразных функциональных задач, подчиненных одной цели – обеспечению требуемого уровня безопасности полета. Основные качества ПО, связанные с его надежностью, определяются распределением отказов во времени. Поэтому критерием надежности ПО бортовых систем является критерий вероятности отсутствия ошибочного результата выполнения самолетной управляющей функции за время T работы ПО в заданном режиме

$$P(T) \geq P_{\text{зад}}^{T}$$

Для программных средств выполняющих критические и важные функции вероятность отказа не должна превышать 10^{-9} и 10^{-7} на 1 час полета соответственно.

Наличие ошибок в передаваемом в эксплуатацию программном обеспечении можно считать неизбежным, поскольку провести адекватное и полное тестирование большого комплекса взаимосвязанных программных алгоритмов практически невозможно. Для обеспечения количественной оценки показателей надежности ПО (корректность, устойчивость и среднее время выполнения алгоритма) на всех этапах жизненного цикла можно рассматривать не только сами программы , но и их математические модели, рис.1.

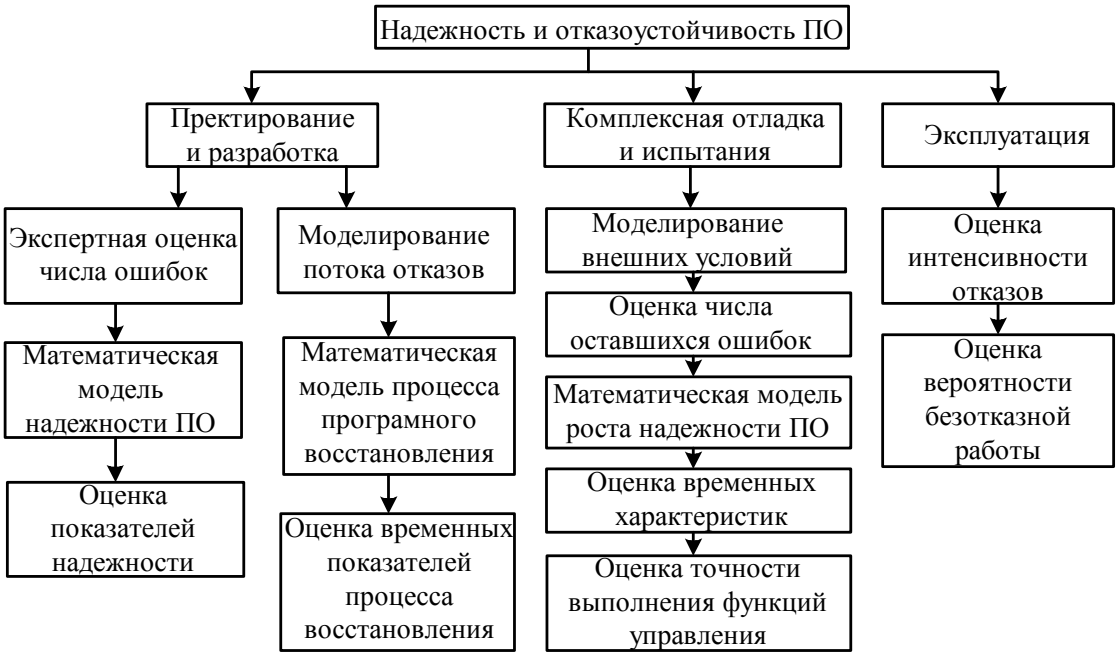


Рис.1. Оценка надежности ПО на этапах жизненного цикла

Можно выделить два больших класса основных моделей надежности ПО: графовые модели ПО, сохраняющие все основные топологические свойства исходных программ (вершины графа соответствуют операторам, и дуги управляющим связям между операторами), и модели роста надежности ПО, основанные на статистических данных об отказах, полученных в процессе тестирования в предположении, что при устранении обнаруженных ошибок новые ошибки в ПО не вносятся.

Первый тип модели целесообразно использовать на этапе проектирования ПО методом статистического моделирования. При этом порядок значений оцениваемых вероятностей для отказоустойчивых бортовых систем (в соответствии с требованиями вероятность отказа ПО не должна превышать 10^{-9}–10^{-7} на 1 час полета) при доверительной вероятности $\gamma = 0{,}9$ требует не менее 10^{8}–10^{10} подконтрольных прогонов исследуемого ПО, рис.2.

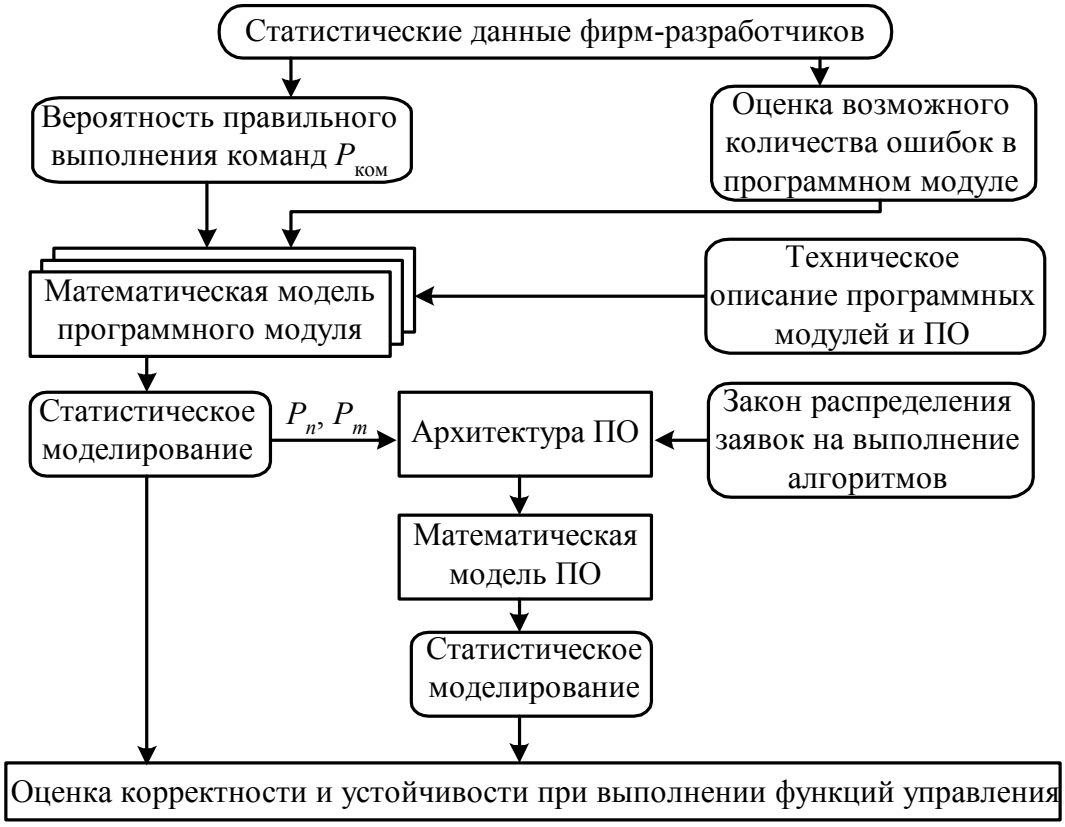


Рис.2. Количественная оценка надежности ПО на этапе разработки

Оценка корректности P_n отдельного программного модуля представляет собой оценку среднего значения вероятности правильного выполнения алгоритма [1]

$$\begin{cases} Q_n = \sum_L P(L) \sum_{i \in L} d_i \\ P(L) = \prod_{(i,j) \in L} p_{ij} \\ d_j = kQm_j \\ P_n = 1 - Q_n, \end{cases}$$

где – p_{ij} вероятность перехода между i и j вершинами графа, m_j – количество операторов, входящих в j–ю вершину графа, Q – оценка вероятности появления ошибок в программе, рассчитанная фирмой-разработчиком, k – коэффициент, определяемый частотой прохождения маловероятных маршрутов (ошибки возникают преимущественно при прохождении маловероятных маршрутов).

Оценка устойчивости при наличии сбоев аппаратуры может быть выполнена аналогично, если в качестве весов вершин d_j использовать вероятности отказа при

выполнении соответствующих команд, априорные значение которых рассчитывается разработчиком технических средств.

В общем случае исходными данными для расчета оценки надежности программного модуля (ПМ) являются:

- Описание алгоритма функционирования ПМ,
- Математические соотношения, реализуемые в алгоритме,
- Структурная схема алгоритма ПМ,
- Текст программы ПМ на алгоритмическом языке, включающий текст подпрограмм и макрокоманд,
- Оценка возможного количества программных ошибок, нормированных на одну команду,
- Количество вершин графа,
- Количество команд, ассоциированных с каждой вершиной графа,
- Вероятности переходов между вершинами графа, связанные с условными операторами,
- Матрица команд различного типа, ассоциированных с каждой вершиной графа,
- Таблица значений времени выполнения команд каждого типа,
- Оценка времени наработки на отказ (сбой) команд данного типа,
- Оценка вероятности безотказного выполнения команд данного типа, рассчитана разработчиком технических средств,
- Оценка интенсивности потока заявок на выполнение алгоритма ПМ.

Математическую модель роста надежности целесообразно использовать на этапе комплексной динамической отладки, когда проводится статистическое тестирование в реальных условиях эксплуатации с учетом статистических характеристик аппаратуры, датчиков и преобразователей информации. Наиболее удобной моделью расчета надежности является экспоненциальная модель [2]

$$m(t) = a[1 - \exp\{-bt\}],$$

где $m(t)$ – среднее число отказов, a – число ошибок, присутствующих в начале процесса тестирования, b – некоторая константа пропорциональности, равная интенсивности обнаружения единичной ошибки. Если экспериментальные данные представляют собой моменты появления n последовательных отказов ПО $(t_1, t_2, ..., t_n)$ при тестировании, то оценки максимального правдоподобия параметров модели определяются численным решением системы уравнений

$$\begin{cases} \dfrac{n}{a} - 1 + \exp\{-bt_n\} = 0, \\ \dfrac{n}{b} - \sum\limits_{i=1}^{n} t_i - at_n \exp\{-bt_n\} = 0. \end{cases}$$

Ожидаемое число оставшихся ошибок после тестирования ПО в течение времени T равно

$$N_T = a - m(t) = a\exp(-bT),$$

а условная вероятность безотказной работы ПО рассчитывается из соотношения

$$R(t,T) = \exp\{-m(t)\exp(-bT)\}.$$

Для формирования большого количества тестов, программной реализации имитации входных воздействий и обработки результатов тестирования в строго ограниченное время необходимо создание моделирующего комплекса на основе быстродействующего компьютера с использованием реальной бортовой отказоустойчивой системы управления со своим ПО, которая сопряжена с вычислительной системой и реализует конкретный комплекс алгоритмов с соблюдением реального времени при формировании, вводе и выводе сообщений [3], рис.3.

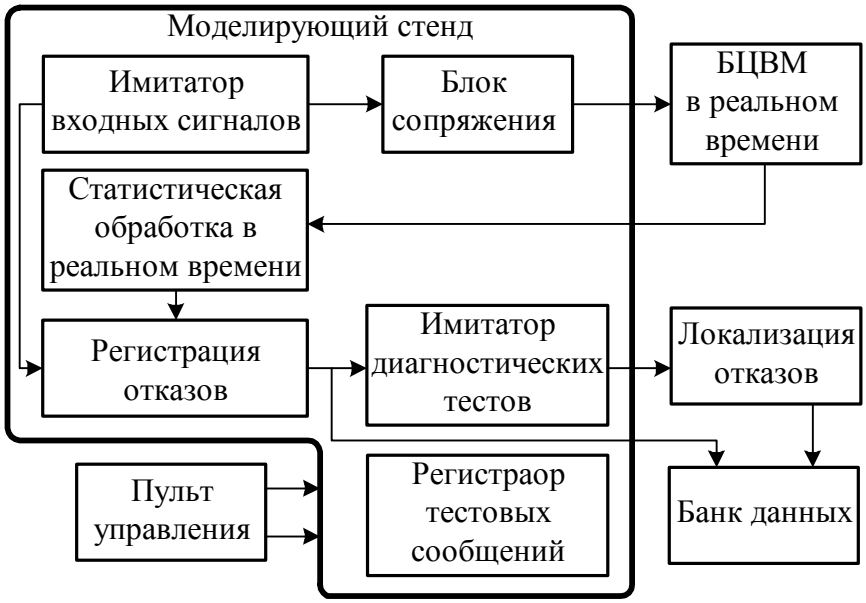


Рис.3 Структурная схема комплексной отладки ПО

Вывод

На начальных этапах разработки ПО целесообразно использование методов, которые учитывают структуру программ и их функциональных свойств. На завершающих этапах отладки необходимо использовать методы, основанные на математических моделях роста надежности. После проведения комплексной отладки и летных испытаний можно считать, что отказы ПО, появляющиеся на этапе эксплуатации, будут достаточно редкими и могут быть описаны распределением Пуассона с некоторой интенсивностью отказов. Тогда применение байесовской процедуры, учитывающей априорную информацию от предыдущих этапов испытаний, позволяет оценить динамику изменения нижней границы γ – доверительного интервала для вероятности безотказной работы [4].

Список литературы

1. *В.В. Липаев, Л.А. Фидловский, В.В. Филиппович, Б.Н. Шнайдер* Отладка системы управляющих алгоритмов в ЦВМ реального времени. - М: Сов. радио, 1974,-328с.
2. *Мороз Г.Б.* Пуассоновские методы роста надежности ПО и их применение: Аналитический обзор // УСиМ, 1996, №1/2, с 69-84.
3. Патент України 59960А,МПК G06G7/48. Пристрій для моделювання надійності програмного забезпечення / О.А. Зеленков, О.О. Бунчук, О.Г. Мірошниченко. – Опубл. 15.09.03, Бюл. №9.
4. *Зеленков А.А., Голик А.П.* Байесовская оценка надежности бортовых отказоустойчивых систем на основе распределения Пуассона // Електроніка та системи управління. 2007.- №3(13). – с. 141-145.

УДК 628.045

Т.І. Яреміч
(Національний авіаційний університет, Україна)

ОСОБЛИВОСТІ ЛАБОРАТОРНОГО КОМПЛЕКСУ ДЛЯ ВИВЧЕННЯ ДИСЦИПЛІНИ «СВІТЛОТЕХНІЧНІ УСТАНОВКИ ТА СИСТЕМИ»

Викладено принципи створення навчальної лабораторії для вивчення дисципліни "Світлотехнічні установки та системи".

Центральне місце в проектуванні освітлювальних установок займає світлотехнічний розрахунок, що дозволяє визначити нормовані характеристики і якісні показники установки. Основні теоретичні знання та практичні уміння з цього майбутній фахівець отримує вивчаючи дисципліну *"Світлотехнічні установки та системи*", що в свою чергу відображалося у відповідному наповненні змісту навчальної дисципліни.

До останньою часу світлотехнічний розрахунок освітлювальних установок передбачав проведення обчислювальних процедур що базувалися на технології ручної праці із застосування найпростіших обчислювальних засобів доступних проектувальнику. З метою полегшення праці проектувальника були розроблені спрощені (інженерні) методи розрахунку, що базуються на використанні розрахункових таблиць, графіків і номограм, а також па типізації і аналітичної апроксимації кривих сил світла світлових приладів. Це дало можливість за прийнятний час одержувати оцінку параметрів, що розраховуються.

Проектувальнику були доступні численні матеріали для проектування освітлювальних установок та дані стосовно світлових приладів і джерел світла, що подавалися у відповідній формі виробниками світлотехнічної продукції і узагальнювалися у довідковій літературі.

Відповідно до кінцевої мети світлотехнічного проекту, а саме визначення типу, потужності, кількості, місця розташування і орієнтації світлових приладів, при яких забезпечуються нормативні світлотехнічні вимоги до даної освітлювальної установки розроблялася тематика практичних, лабораторних занять і курсового проектування з вище згаданої дисципліни. Узагальнюючи тематику цих навчальних занять можна стверджувати, що вона переслідувала мету розвити у майбутніх фахівців навички розрахунку нормованого показника (наприклад, освітленості) при вибраних параметрах освітлювальної установки. Потім повинен шляхом неодноразового перебору початкових параметрів, а саме кількості, розташування, типу і потужності освітлювальних приладів, майбутній фахівець повинен уміти знаходити їх оптимальні значення, при яких розрахункове значення нормованого параметра задовольняє нормативним вимогам.

Нині можна вважати практично завершеним перехід від ручної технології розрахунку до комп'ютерної. Зараз на ринку програмного забезпечення є спеціалізовані світлотехнічні програми які, крім іншого, дозволяють одержувати на екрані монітора близькі до реальності зображення проектованих освітлювальних установок. Перш за все це відомі програм Europic, DiaLux. Light-in-Night, Landscape та інші. Праця проектувальника корінним чином змінилася. По суті, став непотрібним етап проведення ручного світлотехнічного розрахунку - самої трудомісткої і виснажливої процедури. Це дає проектувальнику можливість зосередитися на творчій стороні проектування - пошуку якнайкращого варіанту освітлювальної установки. Робота проектувальника стала більш творчою.

Застосування потужної обчислювальної техніки зробило непотрібним спрощення основних розрахункових алгоритмів і початкових даних. Завдання на проектування ставиться в найбільш загальному вигляді. Сучасні розрахункові алгоритми базуються на складних математичних методах, що використовують векторно-матричний апарат. Вони дозволяють достатньо адекватно описати складні процеси перенесення випромінювання в конкретному просторі з урахуванням факторів затінення і багаторазового перевідбивання. Крім, того для опису світлорозподілу світлових приладів немає необхідності здійснювати аналітичну апроксимацію кривої сили світла. Відомо, що остання операція вносить

додаткову похибку у кінцевий результат.

Зрозуміло, що все це вимагає від майбутнього фахівця-світлотехніка знання не тільки загальних методик світлотехнічних розрахунків, але і спеціальних математичних методів, а також технології комп'ютерної графіки. Тобто наповнення навчальної програми з курсу "Світлотехнічні установки і системи" повинно бути орієнтоване не на ручну, а на комп'ютерну технологію світлотехнічного розрахунку. Тому на практичних і лабораторних заняттях з дисципліни повинні розглядатися базисні методи і розрахункові алгоритми, які покладені в основу сучасних світлотехнічних комп'ютерних програм.

У зв’язку зі змінами, що відбулися пропонуються відповідні зміни у тематиці лекційних практичних і лабораторних робіт зі згаданого курсу. Перш за все методи розрахунку, що вивчаються в рамках дисципліни слід умовно розділити на спрощені і складні.

Спрощені методи мають ґрунтуються на ряді обмежень і допущень. До них відносяться:

- використання точкової моделі джерела світла;
- ламбертовський характер відбивання світла від навколишніх поверхонь;
- рівномірність розподілу світла по відбиваючій поверхні;
- відсутність елементів, що затінюють.

До спрощених методів розрахунку відносяться такі відомі методи як точковий метод і метод коефіцієнта використання.

Крім точкового, в практиці спрощених світлотехнічних розрахунків широко використовуються поняття лінійного і поверхневого випромінювачів. Лінійний випромінювач - це такий випромінювач, у якого для одного з розмірів поверхні, що світить (довжина), не виконується вищезгаданий критерій точковості. При спрощеній технології розрахунку поняття лінійного випромінювача широко використовується при розрахунках освітленості як від одиночного світлового приладу, наприклад, світильника з люмінесцентними лампами на близькій відстані, так і від групи світлових приладів, встановлених в суцільну лінію, або в лінію з розривами. Як основна характеристика світлорозподілу такого випромінювача виступає питома (з одиниці довжини) крива сили світла. Питома крива сили світла одержується діленням реальної кривої сили світла світлового приладу або безпосередньо на його довжину, або на всю довжину світлової лінії (у тому числі лінії з розривами).

Такий підхід дозволяє понизити трудомісткість розрахунку, але при цьому виникають важко оцінювані похибки, пов'язані з умовністю аналітичної апроксимації кривих сил світла реальних світлових приладів. СП з урахуванням розривів в лінії, неоднорідністю світлорозподілу по довжині світильника. Зрозуміло , що при комп'ютерній технології проблема трудомісткості розрахунку таких завдань знімається, і тому розрахунок від групи світлових приладів встановлених в лінію, здійснюється простим підсумовуванням освітленості від кожного.

Спрощені розрахунки поверхневих випромінювачів базуються на двох важливих допущеннях: випромінювання має ламбертовський характер і воно рівномірно розподілено по поверхні випромінювача.

Метод коефіцієнта використання теж відноситься до спрощених методів. У свій час він був одним з базових методів і широко застосовувався в проектній практиці для наближених оцінок при проектуванні освітлювальної установки. Метод призначений для розрахунку середньої освітленості на розрахунковій поверхні.

Головну проблему світлотехнічного проекту, а саме знаходження світловою потоку світлового приладу, що потрапила на розрахункову поверхню як безпосередньо, так і в результаті багатократних відбивань в освітлювальній установці спрощені методи не вирішують. Насамперед це пояснюється тим, що результат розрахунку залежить від великою числа чинників, кожний з яких має комплексний характер. До таких чинників відносяться:

- світлорозподіл світлового приладу;

- розташування і орієнтація світлових приладів щодо розрахункової поверхні і відбиваючих поверхонь;
- коефіцієнти відбивання навколишніх поверхонь;
- геометрія приміщення.

Для моделювання складних сцен з урахуванням вказаних чинників і при цьому, як правило, з відображенням тривимірного реалістичного зображення освітлювальної установки призначені складні методи світлотехнічного розрахунку. Методи реалізовано завдяки бурхливому розвитку комп'ютерної техніки у напрямі підвищення швидкодії і об'єму пам'яті, появі кольорових великоформатних моніторів з високою роздільною здатністю. Це послужило поштовхом до появи нового напряму - комп'ютерної графіки, що дозволила за допомогою математичних моделей досліджуваного об'єкту або процесу одержувати їх статичне або динамічне тривимірне кольорове зображення, що сприймається близько до реального прототипу. На базі сучасних математичних методів була створена теоретична база і розроблені комп'ютерні графічні програми - програми реалістичної візуалізації назви деяких з них було наведено вище.

З огляду на вищевказане, на базі аудиторії був створений лабораторний комплекс для вивчення дисципліни "Світлотехнічні установки та системи" (рис.1). Основою комплексу є світлотехнічна установка, що складається з 20-ти "точкових" світильників (двох типів) з лампами розжарення 16-ти світильників (двох типів) з люмінесцентними лампами, одного растрового світильники на 4 люмінесцентні лампи. Кожен з зазначених світильників може вмикатися окремо. Критерієм підбору світильників була вимога до кривої сили світла. Остання повинна відповідати стандартній косинусній кривій, як для "точкових" так і для растрового світильника. Для світильників з люмінесцентними лампами косинусній кривій відповідає поперечний переріз фотометричного тіла. Згадана форма кривої сили світла спрощує її апроксимацію при спрощених розрахунках освітлювальної установки. Вікно лабораторії може перекриватися світлонепроникною шторою. Крім того, по периметру приміщення встановлені легко розсувні штори з чорної тканини. До складу лабораторного обладнання входять цифровий люксметр MS6610, Графічний люксметр ЛГ05, п’ять персональних комп’ютерів зі встановленим спеціалізованим програмним забезпеченням та розсувна монтажна драбинка.

Як видно з рис.1, світильники розташовано таким чином, що дозволяють досліджувати освітленості від точкових джерел світла, від світлових ліній, від світлових ліній з розривами, від світлових поверхонь а також різноманітних поєднань цих світлових приладів. Комплекс дозволяє дослідити розподіл освітленості від згаданих типів світильників у ближній і дальній зонах. Тобто комплекс дозволяє здійснити розрахунок освітлювальної установки спрощеними та складними (за допомогою спеціалізованого програмного забезпечення) методами і порівняти отримані результати з результатами натурних вимірювань за допомогою люксметрів.

Крім того, для конкретних змодельованих освітлювальних установок визначаються:

- мінімальна освітленість E на робочій поверхні;
- показник нерівномірності освітленості;
- показник засліпленої P або дискомфорту M;
- коефіцієнт пульсації освітленості $K_{\text{п}}$;
- циліндрична освітленість $Eц$.

Рис.1. Лабораторний комплекс для вивчення дисципліни "Світлотехнічні установки та системи"

Висновки

1. Перехід від ручних методів розрахунків освітлювальних установок до комп'ютерних вимагає відповідних змін у наповненні змісту навчальної дисципліни "Світлотехнічні установки і системи"

2. Вивчення спрощених методів розрахунку повинні бути доповнені вивченням складних методів з застосуванням сучасної обчислювальної техніки і спеціалізованого програмного забезпечення.

3. Запропонований склад лабораторного комплексу для вивчення дисципліни "Світлотехнічні установки та системи" дозволяє реалізувати вивчення спрощених та складних методів розрахунку реальних освітлювальних установок на лабораторних і практичних заняттях.

Список літератури

1. ДБН В. 2. 5 – 28 – 2006. Природне і штучне освітлення. – К.: Мінбуд України, 2006. – 76 с.

УДК 621.317.757(045)

Н.А. Миронов, к.т.н.
(Национальный авиационный университет, Украина)

МОДИФИКАЦИЯ ПРЕОБРАЗОВАНИЯ ФУРЬЕ

Рассматривается модификация преобразования Фурье для случая абсолютно неинтегрируемых процессов

Введение. В электронике, акустотехнике, связи и других областях техники широко используются частотные методы анализа и синтеза сигналов и систем. Основой таких методов является преобразование Фурье:

$$\Im_x(\omega) = \int_{-\infty}^{\infty} x(t) e^{-j\omega t} dt, \qquad (1)$$

где $\Im_x(\omega)$ - преобразование Фурье процесса $x(t)$, $j = \sqrt{-1}$. Однако область применения преобразования Фурье ограничена абсолютно интегрируемыми процессами $x(t)$.

Для перевода в частотную область абсолютно неинтегрируемых процессов традиционно обращаются к известному из анализа переходных процессов в электрических цепях преобразованию Лапласа, для существования которого не требуется абсолютной интегрируемости. Преобразование Лапласа процесса $x(t)$:

$$L_x(p) = \int_{0}^{\infty} x(t) e^{-pt} dt, \qquad (2)$$

где, $p = \alpha + j\omega$, $\alpha > 0$, исторически стало применяться в технике значительно раньше, чем преобразование Фурье и к настоящему времени составлены обширные таблицы прямого и обратного преобразований Лапласа. Поскольку при $\alpha \to 0$ подынтегральные функции в (1) и (2) становятся одинаковыми, в технике считается [1,2], что преобразование Лапласа является общим случаем преобразования Фурье. На этом основании утверждают, что преобразование Фурье абсолютно неинтегрируемых процессов может вычисляться с помощью (2) с последующей простой заменой p на $j\omega$**:**

$$\Im(\omega) = L(j\omega)\text{.} \qquad (3)$$

Однако приводящее к (3) утверждение не является корректным, что следует уже из сопоставления (1) и (2). Выражение (1) представляет формулу разложения на гармонические составляющие в том числе и "двусторонних" процессов $x(t)$, определенных на интервале $-\infty < t < \infty$. В (2) элементарными составляющими являются "полугармоники", то есть односторонние процессы, тождественно равные нулю при $t < 0$. Более того, в [3] на примере процесса $1(t)$, где $1(t) = 1$ при $t > 0$ и $1(t) = 0$ при $t < 0$, показано, что равенство (3) может нарушаться и для односторонних $x(t)$. Уместно также заметить, что при буквальном использовании (3) возникают технические невязки, которые могут проникать и в университетские учебники. Например, в [1,2] для комплексных спектров процессов и частотных характеристик систем используются обозначения соответственно $S(j\omega)$ и $K(j\omega)$. В таком случае упомянутые величины должны рассматриваться как функции мнимой частоты, в то время как в действительности эти величины являются функциями действительной частоты.

Цель доклада. Целью доклада является модификация преобразования Фурье для распространения области его применения на абсолютно неинтегрируемые процессы.

Модификация преобразования Фурье. В [5] сделано замечание, что результаты, аналогичные полученным для преобразования Лапласа, могут быть получены и для преобразования Фурье. В таком случае преобразование Лапласа может рассматриваться как модификация преобразования Фурье, заключающаяся в предварительном взвешивании процесса $x(t)$ функцией $1(t)e^{-\alpha t}$. Для устранения недостатков преобразования Лапласа предлагается модификация преобразования Фурье в виде:

$$F(\omega,\alpha)=\int_{-\infty}^{\infty}x(t)e^{-\alpha|t|}e^{-j\omega t}dt,$$

где $\alpha>0$. Если этот интеграл разбить на два для $t<0$ и $t>0$, то после замены в первом интеграле переменной $t_1=-t$ и не сложных преобразований получается:

$$F(\omega,\alpha)=\int_{0}^{\infty}x(-t)e^{j(\omega+j\alpha)t}dt+\int_{0}^{\infty}x(t)e^{-j(\omega-j\alpha)t}dt. \qquad (4)$$

Путем введения новой комплексной переменной

$$\omega_к=\omega-j\alpha \qquad (5)$$

(4) преобразуется к виду:

$$\Im_к(\omega_к)=\int_{0}^{\infty}x(-t)e^{j\omega_к^* t}dt+\int_{0}^{\infty}x(t)e^{-j\omega_к t}dt, \qquad (6)$$

где $*$ - символ комплексного сопряжения. Формула (6) представляет распространение преобразования Фурье (1) на плоскость комплексной переменной $\omega_к$. На основании (5) и (6) преобразования Фурье (1) получается из его модификации (6) по правилу:

$$\Im(\omega)=\lim_{\alpha\to 0}\Im_к(\omega_к). \qquad (7)$$

Для практических вычислений формулу (6) удобно преобразовать, разложив $x(t)$ на его четную и нечетную составляющие: $x(t)=0,5\left[x_ч(t)+x_н(t)\right]$, где $x_ч(t)=x(t)+x(-t)$, $x_н(t)=x(t)-x(-t)$. Тогда (6) преобразуется к виду:

$$\Im_к(\omega_к)=\frac{1}{2}\left[\int_{0}^{\infty}x_ч(t)e^{-j\omega_к t}dt+\int_{0}^{\infty}x_ч(-t)e^{j\omega_к^* t}dt\right]+\frac{1}{2}\left[\int_{0}^{\infty}x_н(t)e^{-j\omega_к t}dt+\int_{0}^{\infty}x_н(-t)e^{j\omega_к^* t}dt\right].$$

Поскольку из (5) $j\omega_к^*=(-j\omega_к)^*$, а $x_ч(-t)=x_ч(t)$ и $x_н(-t)=-x_н(t)$, то интегралы в каждой из квадратных скобок являются комплексно сопряженными величинами. Если обозначить первые из этих интегралов через $\Im_{ч0}(\omega_к)$ и $\Im_{н0}(\omega_к)$, то получится:

$$\Im_к(\omega_к)=\frac{1}{2}\left[\Im_{ч0}(\omega_к)+\Im_{ч0}^*(\omega_к)\right]+\frac{1}{2}\left[\Im_{н0}(\omega_к)-\Im_{н0}^*(\omega_к)\right],$$

в результате чего (6)окончательно принимает вид:

$$\Im_к(\omega_к)=\mathrm{Re}\left\{\Im_{ч0}(\omega_к)\right\}+j\,\mathrm{Im}\left\{\Im_{н0}(\omega_к)\right\}, \qquad (8)$$

где $\Im_{ч0}(\omega_к)=\int_{0}^{\infty}x_ч(t)e^{-j\omega_к t}dt$, $\Im_{н0}(\omega_к)=\int_{0}^{\infty}x_н(t)e^{-j\omega_к t}dt$. Выражение (8) представляет удобную для вычислений форму преобразования Фурье на плоскости комплексной переменной $\omega_к$.

Интегралы $\Im_{ч0}(\omega_к)$ и $\Im_{н0}(\omega_к)$ могут также вычисляться с помощью таблиц одностороннего преобразования Лапласа, если провести замену переменной:

$$j\omega_к=p. \qquad (9)$$

В этом случае на основании (8) и (2) получается:

$$\Im_{\text{к}}(\omega_{\text{к}}) = \operatorname{Re}\{L_{\text{ч0}}(j\omega_{\text{к}})\} + j\operatorname{Im}\{L_{\text{н0}}(j\omega_{\text{к}})\}. \qquad (10)$$

Из (10) и (8) видно, что структура интегралов в этих выражениях одинакова, вследствие чего по вычислительным возможностям преобразования Фурье на плоскости комплексной переменной $\omega_{\text{к}}$ не уступает преобразованию Лапласа, причем на основании (7) может рассматриваться как обобщение преобразования Лапласа для двусторонних $x(t)$.

Поскольку односторонние процессы тождественно равны нулю при $t < 0$, то при $t > 0$ для таких процессов $x_{\text{н}}(t) = x_{\text{ч}}(t) = x(t)$. Тогда из (10) и (8) следует:

$$\Im_{\text{к}}(\omega_{\text{к}}) = \operatorname{Re}\{\Im_0(\omega_{\text{к}})\} + j\operatorname{Im}\{\Im_0(\omega_{\text{к}})\}, \qquad (11)$$

$$\Im_{\text{к}}(\omega_{\text{к}}) = \operatorname{Re}\{L_0(j\omega_{\text{к}})\} + j\operatorname{Im}\{L_0(j\omega_{\text{к}})\}, \qquad (12)$$

где $\Im_{\text{ч0}}(\omega_{\text{к}}) = \Im_{\text{н0}}(\omega_{\text{к}}) = \Im_0(\omega_{\text{к}}) = \int_0^{\infty} x(t)e^{-j\omega_{\text{к}}t}dt$. Из (12) видно, что и в случае односторонних $x(t)$ вычисление их преобразования Фурье на основе (3) не корректно.

Примеры. Для иллюстрации полученных результатов может быть использован процесс вида:

$$x(t) = \begin{cases} A & \text{при} \quad t > 0, \\ B & \text{при} \quad t < 0. \end{cases} \qquad (13)$$

Поскольку в таком случае $x(-t) = B$ при $t > 0$ и $x(-t) = A$ при $t < 0$, то $x_{\text{ч}}(t) = A + B$, $x_{\text{н}}(t) = A - B$ при $t > 0$ и $x_{\text{н}}(t) = -(A - B)$ при $t < 0$. Интегралы $\Im_{\text{ч0}}(\omega_{\text{к}})$ и $\Im_{\text{н0}}(\omega_{\text{к}})$ могут быть вычислены либо непосредственно, либо, с учетом (9) - с помощью таблиц одностороннего преобразования Лапласа, что дает: $\Im_{\text{ч0}}(\omega_{\text{к}}) = (A + B)/j\omega_{\text{к}}$, $\Im_{\text{н0}}(\omega_{\text{к}}) = (A - B)/j\omega_{\text{к}}$. Тогда преобразование Фурье на плоскости комплексной переменной (11) процесса (13) примет вид:

$$F_{\text{к}}(\omega, \alpha) = (A + B)\frac{\alpha}{\alpha^2 + \omega^2} - j(A - B)\frac{\omega}{\alpha^2 + \omega^2}.$$

Предел дробного члена в первом слагаемом этого равенства найден в [4]: $\lim_{\alpha \to 0} \alpha/(\alpha^2 + \omega^2) = \pi\delta(\omega)$, во втором слагаемом $\lim_{\alpha \to 0} \omega/(\alpha^2 + \omega^2) = 1/\omega$. Тогда на основании (7) преобразование Фурье процесса (13) равно:

$$\Im_x(\omega) = \pi(A + B)\delta(\omega) + (A - B)/j\omega. \qquad (14)$$

Представляет интерес рассмотрение частных случаев (13)и (14).

1. $B = A$, $x(t) = A$ - константа. Тогда $\Im_x(\omega) = 2\pi A\delta(\omega)$.
2. $A = 1, B = -1$; в этом случае $x(t) = 1$ при $t > 0$ и $x(t) = -1$ при $t < 0$ - функция $\operatorname{sgn}(t)$. Тогда $\Im_x(\omega) = 2/j\omega$.
3. $A = 1, B = 0$; в этом случае $x(t) = 1$ при $t > 0$ и $x(t) = 0$ при $t < 0$ - функция $1(t)$. Тогда $\Im_x(\omega) = \pi A\delta(\omega) + 1/j\omega$.

Другой пример – гармоника: $x(t) = A\cos(\omega_0 t + \varphi)$. Поскольку $x(-t) = A\cos(\omega_0 t - \varphi)$, то $x_{\text{ч}}(t) = 2A\cos\varphi\cos\omega_0 t$, $x_{\text{н}}(t) = -2A\sin\varphi\sin\omega_0 t$. После применения к $\cos\omega_0 t$ и $\sin\omega_0 t$ формул Эйлера структура интегралов $\Im_{\text{ч0}}(\omega_{\text{к}})$ и $\Im_{\text{н0}}(\omega_{\text{к}})$ станет такой же, как и в предыдущем примере. Тогда после вычислений преобразование Фурье гармоники на плоскости комплексной переменной примет вид: $F_{\text{к}}(\omega, \alpha) = \pi A\{\beta\cos\varphi + j\beta\sin\varphi\}$, где

$\beta = \alpha / \left[\alpha^2 + (\omega - \omega_0)^2 \right] + \alpha / \left[\alpha^2 + (\omega + \omega_0)^2 \right]$. В результате перехода согласно (7) к пределу слагаемые в квадратных скобках преобразуются в δ – функции аргументов $(\omega - \omega_0)$ и $(\omega + \omega_0)$. После приведения подобных окончательно получается выражение преобразования Фурье гармонического процесса: $\Im(\omega) = \pi A e^{j\varphi} (\omega - \omega_0) + \pi A e^{-j\varphi} (\omega + \omega_0)$.

Полученные в рассмотренных примерах преобразования Фурье совпадают с известными, найденными для тех же процессов в силу их абсолютной неинтегрируемости различными искусственными приемами. Однако эффективность искусственных приемов во многом определяется видом рассматриваемых процессов и искусством исследователя, в то время как метод преобразования Фурье на плоскости комплексной переменной позволяет находить спектры абсолютно неинтегрируемых процессов регулярным способом. Что же касается преобразования Лапласа (2), то оно неприменимо к процессам типа константы, знаковой функции и гармоники, поскольку эти процессы принципиально являются двусторонними. Процесс типа $1(t)$ является односторонним, однако применение к нему преобразования Лапласа для определения с помощью (3) преобразования Фурье приводит к ошибке – потере слагаемого с δ – функцией, о чем настоятельно указывается в [3]. Это свидетельствует о непригодности преобразования Лапласа для определения спектров наиболее популярных в электронике моделей процессов.

Выводы

На основании полученных результатов представляется возможным заключить следующее:

- одностороннее преобразование Лапласа не может являться общим случаем преобразования Фурье, в том числе и применительно к односторонним процессам;
- предложена модификация преобразования Фурье - преобразование Фурье на плоскости комплексной переменной, для которой обычное преобразование Фурье является естественным частным случаем. Применение такой модификации позволяет вычислять преобразования Фурье как односторонних, так и двусторонних процессов, в том числе и абсолютно неинтегрируемых;
- преобразование Фурье на плоскости комплексной переменной позволяет при использовании частотных методов обойтись без привлечения преобразования Лапласа;
- показан путь использования существующих таблиц одностороннего преобразования Лапласа дл вычисления преобразования Фурье на плоскости комплексной переменной.

Список литературы

1. *Гоноровский И.*С., *Демин М.П.* Радиотехнические цепи и сигналы. Учебное пособие для вузов.- М.: Радио и связь, 1994. – 479 с.

2. *Баскаков С.И*. Радиотехнические цепи и сигналы. Учебник для вузов.- М.: Высш. шк., 1988. – 448 с.

3. *Тронин Ю.В*. Утеряна δ - функция! // Радиотехника и электроника. – 1986. – Т. 31. - №2. – С. 408 – 411.

4. *Б. ван дер Поль и Х. Бреммер.* Операционное исчисление на базе двустороннего преобразования Лапласа. – М.: Наука, 1974. – 336с.

5. *Смирнов В.И*. Курс высшей математики. Т.4. Ч.1. – М.: Наука, 1974. – 336 с.

УДК: 378.937+378.14+351.78

Д.А. Костюченко, викладач електроніки
(Слов'янський коледж Національного авіаційного університету, Україна)

ПРОБЛЕМИ ВПРОВАДЖЕННЯ КОМП'ЮТЕРНИХ МОДЕЛЮЮЧИХ ПРОГРАМ В НАВЧАЛЬНИЙ ПРОЦЕС.

В статті піднімається проблема впровадження комп'ютерних моделюючих програм в навчальний процес закладів освіти. Підкреслюється зростаюча роль комп'ютерних моделюючих програм у сучасній техніці. Розкриваються властивості основних комп'ютерних моделюючих програм і надаються рекомендації по їх використанню.

Комп'ютерна та мікропроцесорна техніка дедалі ширше впроваджуються в промисловість, економіку, освіту. І студенти, майбутні спеціалісти з експлуатації, технічному обслуговуванню і ремонту обчислювальної техніки, зіткнуться на практиці з проблемами встановлення, налагоджування і обслуговування комп'ютерів. Тому тема по комп'ютерним моделюючим програмам є актуальною, бо основна діяльність майбутніх спеціалістів спрямована на організацію та забезпечення своєчасного і якісного ремонту і технічного обслуговування комп'ютерної техніки.

На спеціальності "Обслуговування комп'ютерних систем та мереж" для навчальних цілей широко використовуються різноманітні комп'ютерні моделюючі програми, такі як MicroCap, P-CAD, EWB.

Вони значно полегшують і прискорюють вивчення і дослідження електронних схем, дозволяють студентам надбати навички по роботі з персональними комп'ютерами. Також важливим фактором у сучасних умовах є можливість значного зменшення розходу електричної енергії, економії часу та розходних матеріалів, підвищення безпеки праці і зменшення шкідливих викидів у атмосферу.

Викладач також може використовувати персональний комп'ютер, як універсальний інструмент для тестування при актуалізації опорних знань та захисті лабораторних робіт, а також емуляції роботи підсилювального каскаду.

На початковому етапі розповсюдження в наший країні САПР електронної апаратури на персональних комп'ютерах найбільше поширення набули пакети програм P-CAD і ORCAD на платформі DOS. Обидва пакети вирішували приблизно однакові завдання: графічне введення принципових схем і розробка друкарських плат, моделювання цифрових пристроїв і проектування програмованих логічних інтегральних схем (ПЛІС). Моделювання аналогових пристроїв пропонувалося виконувати з допомогою
програми PSpice фірми MicroSim.

Кожен з цих пакетів має свої особливості, що визначають круг користувачів. Пакет P-CAD став фактичним стандартом на промислових підприємствах, забезпечуючи випуск конструкторской'и технологічної документації. ORCAD для DOS мав дуже зручний редактор принципових схем, що зумовило його популярність. Проте редактор друкарських плат і засобу виведення даних на периферійні .устройства були зручніше в P-CAD.

Тому після створення в ORCAD принципових схем зазвичай списки з'єднань передавалися в P-CAD для виведення схем на принтер або плоттер і розробки друкарської плати. Проте з появою нових версій цих пакетів ситуація змінилася.

По-перше, з складу P-CAD версій 6.0-8.7 виключена програму моделювання цифрових пристроїв PC-LOGS, передбачивши замість цього інтерфейс із спеціалізованою системою проектування цифрових пристроїв Viewlogic, тоді як фірма ORCAD інтенсивно розвивала власні засоби моделювання цифрових пристроїв і інтерфейси з програмами розробки

найбільш популярних ПЛИС. По-друге, ORCAD раніше переведений на платформу Windows, з той час як презентація P-CAD для Windows під назвою ACCEL EDA 12.0.
Проте пакет ACCEL EDA раніше переведений на повністю 32-розрядну операційну систему Windows. Влітку 1998 р. випущена версія ACCEL EDA 14.0 для Windows 95/NT, в якій крім розширення функціональних можливостей розробки друкарських плат в ручному, автоматичному і інтерактивному режимі, передбачені засоби складання технічної документації, ведення документообігу і організації роботи великого колективу розробників, використовуючи засоби Інтернет. Крім того передбачені інтерфейси з різними програмами, зокрема, із спеціалізованою програмою розміщення компонентів і трасування друкарських провідників SPECCTRA фірми Cadence Design Systems, пакетом програм проектування цифрових пристроїв Workview Office .Все це дає підставу рахувати ACCEL EDA для Windows професійною системою розробки друкарських плат, практично повністю сумісною з популярною системою попереднього покоління P-CAD для DOS, причому версії
ACCEL EDA 15.1 привласнили найменування P-CAD 2000, наступна версія носить назву P-CAD 2001.Схемотехникам буде цікава нова версія програми аналізу аналогових і цифрових електронних схем - MicroCap 9. Сьогодні MicroCap - це найпопулярніший SPICE-сумісний схемний симулятор, що поєднує компактність (инсталлятор трохи більше 7 МБ), зручність і наочність графічного інтерфейсу як при складанні схеми, так і при аналізі графіків, з точністю розрахунків і глибиною обліку нюансів математичних моделей реальних радіокомпонентів. Новинка почала розуміти моделі нових транзисторів, зокрема, інтегровані польові IGBT, Philips MOSFET Model 20 (high voltage compact LDMOS), Philips MOSFET Model 40 (high voltage Silicon-On-lnsulator), PSP MOSFET, біполярні Mextram (враховує модуляцію ширини бази, ефект Кирка, ударну іонізацію, самораозігрів) і Philips Modella, діодну JUNCAP2 (враховує ємкість виснаження, струми Шокли-Рида-холла, тунельні ефекти, лавинний пробій, шум дробу). У пасивні компоненти схеми -резистори, конденсатори, індуктивності - тепер можна вбудувати паразитні параметри, а при введенні номінала включити автовибір найближчого стандартного значення. Арсенал розрахунку послідовних наближень початкової робочої точки розширений п'ятьма новими методами, поліпшуючими конвергенцію (збіжність і швидкість розрахунку). У меню збереження результатів розрахунку введений формат CSV для зручного імпорту даних в Microsoft Excel. Схемний редактор доповнений можливістю виділення/відміни виділення частині схеми, яка не враховуватиметься при аналізі. Значно зручніше став вибір компонентів - для цієї мети введено спеціальне плаваюче вікно. Зручніше почало виконувати і з'єднання мікросхем і роз'ємів, які тепер можна здійснювати не тільки окремими провідниками (Wire Mode), але і шинами (Bus Mode). Нова команда Localize вбудує зовнішні макро-файли у вашу схему, виключаючи непорозуміння при перенесенні схемного файлу на інший ПК. Матриці математичних перетворень, що задаються користувачем, тепер можуть бути багатовимірними і містити не тільки речові, але і комплексні аргументи. Меню синтезу фільтрів доповнене пасивним еліптичним фільтром і візуальним вибором не тільки АЧХ, але і імпульсною, характеристики. Стандартні бібліотеки містять близько 20 тисяч сучасних аналогових і 2 тисяч цифрових компонентів (одних тільки операційних підсилювачів - 2984 у п'ятнадцяти підгрупах, включаючи Audio).
Програма Logic Simulator 2.3.5, яка дозволяє проектувати цифрові пристрої на основі логічних елементів AND, NAND, OR, NOR, XOR, NOT, трігерів типу RS, D, T, JK, JKMS, що чекає мультивібратора, цифрової лінії затримки, тактового генератора, мультиплексорів, світлодиодних і ЖК індикаторів, в т.ч. 7-сегментних з десятковим і шістнадцятковим входами. Програма розповсюджується за адресою http:// www.tetzl.de/download/LogicSim.zip (архів 297 КБ).
Найбільш розповсюджена і зручна для навчальних цілей комп'ютерна моделююча програма Electronics Workbench використовується при викладанні таких дициплін, як “Мікросхемотехніка”, “Комп'ютерна електроніка”,”Цифрові ЕОМ”.

Комп'ютери використовуються як в якості моделюючого засобу, так і в якості технічного засоба навчання, зокрема закріплення знань проходить за допомогою моделюючої програми, а захист-за допомогою тестів. Студенти самі збирають схему, що є виховною частиною заняття. Студенти бачать, як підкріпити свої теоретичні знання практично.

Основні переваги програми Electronics Workbench

Робота в реальній лабораторії вимагає великих часових витрат на підготовку моделювання. Тепер, з появою Electronics Workbench, електронна лабораторія завжди буде під рукою, що дозволяє зробити вивчення електричних схем доступнішим. Достовірність вимірювань. В природі не існує двох абсолютно однакових елементів, тобто всі реальні елементи мають великий розкид значень, що приводить до погрішностей в ході проведення моделювання. У Electronics Workbench всі елементи описуються строго встановленими параметрам, тому кожного разу в ході моделювання повторюватиметься результат, визначуваний тільки параметрами елементів і алгоритмом розрахунку. Зручність проведення вимірювань. Навчання неможливе без помилок, а помилки в реальній лабораторії деколи дуже дорого обходяться моделювальнику. Працюючи з Electronics Workbench, моделювальник застрахований від випадкової поразки струмом, а прилади не вийдуть з ладу із-за неправильно зібраної схеми. Завдяки цій програмі у розпорядженні користувача є такий широкий набір приладів, який навряд чи буде доступний в реальному житті. Таким чином, у Вас завжди є унікальна можливість для планування і проведення широкого спектру досліджень електронних схем при мінімальних витратах часу. Графічні можливості. Складні схеми займають достатньо багато місця, зображення при цьому прагнуть зробити щільнішим, що часто приводить до помилок в підключенні провідників до елементів ланцюга. Electronics Workbench дозволяє розмістити схему так, щоб були чітко видно всі з'єднання елементів і одночасно вся схема цілком. Можливість зміни кольору провідників дозволяє зробити схему зручнішою для сприйняття. Можна відображати різними кольорами і графіки, що дуже зручно при одночасному дослідженні декількох залежностей. Стандартний інтерфейс Windows Програма Electronics Workbench використовує стандартний інтерфейс Windows, що значно полегшує її використання. Інтуїтивність і простота інтерфейсу роблять програму доступною будь-якому, хто знайомий з основами використання Windows. Сумісність з програмою P-SPICE. Програма Electronics Workbench базується на стандартних елементах програми SPICE. Це дозволяє експортувати різні моделі елементів і проводити обробку результатів, використовуючи додаткові можливості різних версій програми P-SPICE.

Можливості програми.

Система моделювання, схемотехніки Electronics Workbench, призначена для моделювання і аналізу електричних схем. Програма Electronics Workbench дозволяє моделювати аналогові, цифрові і цифро-аналогові схеми великого ступеня складності. Наявні в програмі бібліотеки включають великий набір широко поширених електронних компонентів. Є можливість підключення і створення нових бібліотек компонентів. Параметри компонентів можна змінювати в широкому діапазоні значень. Прості компоненти описуються набором параметрів, значення яких можна змінювати безпосередньо з клавіатури, активні елементи - моделлю, що є сукупністю параметрів і що описує конкретний елемент або його ідеальне уявлення. Модель вибирається із списку бібліотек компонентів, параметри моделі також можуть бути змінені користувачем. Широкий набір приладів дозволяє проводити вимірювання різних величин, задавати вхідні дії, будувати графіки. Всі прилади зображаються у вигляді, максимально наближеному до реального, тому працювати з ними просто і зручно. Результати моделювання можна вивести на принтер або імпортувати в

текстового або графічного редактора для їх подальшої обробки. Програма Electronics Workbench сумісна з програмою P-SPICE, тобто надає можливість експорту і імпорту схем і результатів вимірювань в різні її версії. використовуючи додаткові можливості різних версій програми P-SPICE.

Висновки

Основна діяльність майбутніх спеціалістів спрямована на організацію та забезпечення технічного обслуговування комп'ютерної техніки а також. своєчасного і якісного її ремонту
Тому можна вважати, що найбільш адаптованою та зручною для навчальних цілей є комп'ютерна моделююча програма Electronics Workbench та її версія MultiSim, що широко використовуються в коледжі.
Підсумовуючи, можна сказати що комп'ютерні моделюючі програми значно полегшують і прискорюють вивчення і дослідження електронних схем, дозволяють студентам надбати навички по роботі з симуляторами , а також розширити свої знання спеціального програмного забезпечення.

Список літератури

1. Кардашев Г. А Виртуальная электроника. Компьютерное моделирование аналоговых устройств. –М, Телеком, 2002. – 260 с.

2. Карлащук В.И. Электронная лаборатория на IBM PC.- М, Солон, 2001 - 623 с.

УДК 621.396.677.4(045)

Л.Я. Ільницький, д-р техн. наук, проф.,
І.І. Михальчук, асистент
(Національний авіаційний університет, Україна)

СПІРАЛЬНІ АНТЕНИ ІЗ СТОЯЧОЮ ХВИЛЕЮ СТРУМУ

Розглянуто та проаналізовано поле випромінювання провідника у формі спіралі. Виведено формули для поля випромінювання у просторі та побудовано графіки.

В антенах, де розміри значно менші довжини хвилі, для підвищення ефективності параметрів використовують ємнісне навантаження. У більшості коротких антен ємнісне навантаження сприяє збільшенню діючої довжини антени і зменшенню ємнісного вхідного опору. Можливо створити схемні конфігурації навантажень, які будуть вирівнювати амплітудний розподіл струму в лінійних частинах дротових антен і самі випромінюватимуть, що впливатиме на розподіл поля у просторі. До таких навантажень можна віднести дротові спіралі із стоячою хвилею струму. Іноді до антен висуваються жорсткі вимоги як до геометричних розмірів, так і до параметрів, що характеризують ефективність в режимі приймання та високу випромінювальну здатність в режимі передавання. Визначимо вплив спіралі, що обтікається стоячою хвилею струму, на розподіл поля.

Розглянемо поле випромінювання спірального провідника (рис.1). Живлення підведемо до точки *A* (початок спіралі), а в точці *B* (кінець спіралі) будемо вважати, що струм має нульове значення. Рівняння спіралі в полярній системі координат має такий вигляд:

$$\rho = \rho_0 - a\varphi_s; \qquad (1)$$

де $\rho_0 = 0A$- початковий радіус спіралі; a - швидкість згортання спіралі; φ_s - полярний кут.

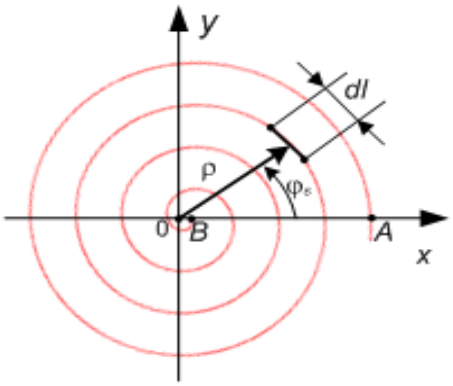


Рис. 1. Спіральний провідник

Радіус у кінці спіралі ($\rho_0 = 0B$), повинен задовольняти нерівність:

$$\rho_k = \rho_0 - \alpha\varphi_k > 0; \qquad (2)$$

де $\varphi_k = 2\pi s$ - повний кут обертання спіралі, s- кількість витків спіралі. Якщо задати кількість витків спіралі, початковий та кінцевий радіуси, то швидкість згортання спіралі визначається так:

$$a = \frac{\rho_0 - \rho_k}{2\pi s}. \qquad (3)$$

З рис. 1 видно, що довжина елемента визначається:

$$dl = \rho d\varphi_s = (\rho_0 - \alpha\varphi_s)d\varphi_s. \qquad (4)$$

Струм в спіралі є функцією довжини l, яка відраховується від початку спіралі (точки A) до вибраної точки спіралі. Як видно з рис. 1 до елементу dl довжина спіралі дорівнює:

$$l = \int_0^{\varphi_s} (\rho_0 - a\varphi_s)d\varphi_s = \rho_0\varphi_s - a\frac{\varphi_s^2}{2}. \qquad (5)$$

Повна довжина спіралі L :

$$L = \rho_0\varphi_k - a\frac{\varphi_k^2}{2}. \qquad (6)$$

Вважатимемо, що струм розподіляється за синусоїдним законом, тому в будь-якій точці спіралі на відстані l від точки живлення значення струму:

$$\dot{I}(l) = \dot{I}_n \sin k(L - l) = \dot{I}_n \sin k(L - \rho_0 \varphi_s + \frac{a}{2}\varphi_s^2), \qquad (7)$$

де $\dot{I}_n$ - струм в пучності.

Поле випромінювання у просторі знайдемо як суму парціальних полів елементів *dl*. Використаємо сферичну систему координат (рис. 2). Точка *M* з координатами r, θ, φ є довільно взятою точкою, в якій визначаємо напруженість електричного поля. Площина спіралі знаходиться в координатній площині x0y*(z=0)*. Виокремлений елемент спіралі в точці А можна представити як вектор: $d\vec{l} = \vec{\varphi}_{os} dl$, (8)

де φ_{0s} - орт полярної системи координат.

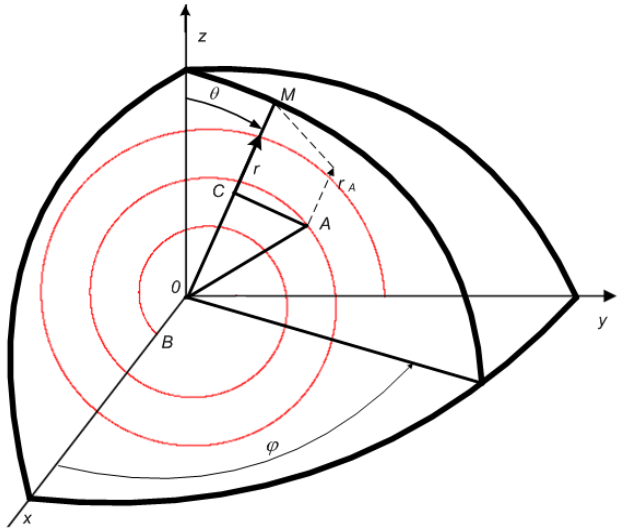


Рис. 2. Спіральний провідник у сферичній системі координат

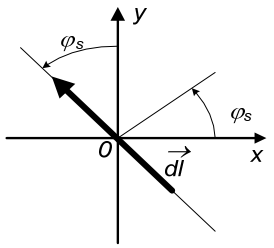


Рис. 3. Положення вектора в прямокутній системі координат

Положення такого вектора в прямокутній системі координат повністю визначається полярним кутом φ_s (рисунок 3). Значення орта φ_{0s} полярної системи координат пов`язане з ортами прямокутної системи співвідношенням:

$$\vec{\varphi}_{0s} = -\vec{x}_0 \sin\varphi_s + \vec{y}_0 cos\varphi_s, \qquad (9)$$

де $\vec{x}_0, \vec{y}_0$ - орти прямокутної системи координат.

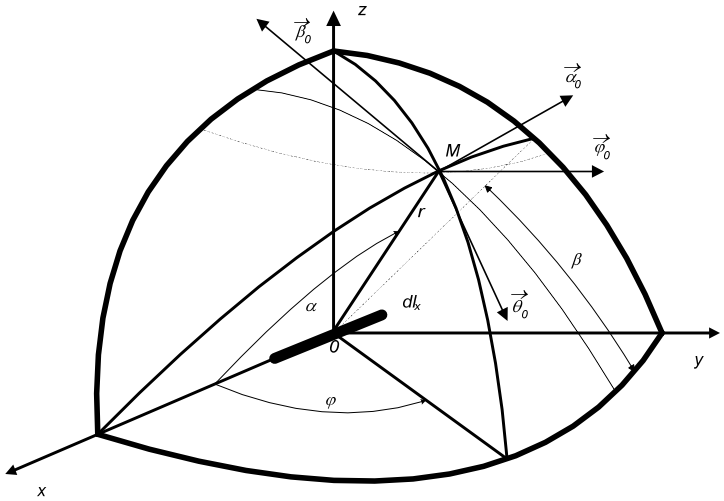


Рис. 4. Електричний диполь, розташований вздовж осі *0x* у сферичній системі координат

Вектор $d\vec{l}$ розкладається згідно з виразом (9) на дві складові, одна з них збігається з віссю *0x* (це буде складова dl_x паралельна осі *0x*). Оскільки dl_x обтікається струмом, то цю складову розглядаємо як електричний диполь, розташований вздовж осі *0x* (рис. 4).

Сферична система координат з полярною віссю, що збігається з віссю *0z* прямокутної системи є головною системою для визначення розподілу поля випромінювання спіралі у просторі

Сферична система r, α, β, полярна вісь якої збігається з віссю *0x* є власною системою координат диполя. У власній системі координат напруженість електричного поля випромінювання визначається як: $d\dot{\vec{E}}_x = i\vec{\alpha}_0 \frac{\dot{I}(l) dl_x W_c}{2\lambda r} \sin(\alpha e^{-ikr_A}), \qquad (10)$

де $\dot{I}(l)$ - значення струму, що обтікає елемент виокремлений в точці *A* спіралі (рис. 2);

r_A - відстань від елемента dl до точки спостереження.

Щоб перейти від власної сферичної координатної системи (r,α,β) до головної системи координат (r,θ,φ), використаємо представлення ортів $\vec{r}_0$ та α_0 в прямокутній системі:

$$\left.\begin{aligned}\vec{r}_0 &= \vec{x}_0\sin\theta\cos\varphi + \vec{y}_0\sin\theta\sin\varphi + \vec{z}_0\cos\theta;\\ \vec{r}_0 &= \vec{x}_0\cos\alpha + \vec{y}_0\sin\alpha\cos\beta + \vec{z}_0\sin\alpha\sin\beta;\\ \vec{\alpha}_0 &= -\vec{x}_0\sin\alpha + \vec{y}_0\cos\alpha\cos\beta + \vec{z}_0\cos\alpha\sin\beta.\end{aligned}\right\} \qquad (11)$$

Враховуючи, що векторний добуток орта $\vec{r}_0$, що визначений через кути θ,φ, на орт $\vec{r}_0$, що визначений через кути α,β, дорівнює нулю, тобто: $[\vec{r}_0,\vec{r}_0]=0$, знаходимо:

$$\left.\begin{aligned}\sin\alpha &= \sqrt{\cos^2\theta+\sin^2\theta\sin^2\varphi};\\ \cos\alpha &= \sin\theta\cos\varphi;\\ \sin\beta &= \frac{\cos\theta}{\sqrt{\cos^2\theta+\sin^2\theta\sin^2\varphi}};\\ \cos\beta &= \frac{\sin\theta\sin\varphi}{\sqrt{\cos^2\theta+\sin^2\theta\sin^2\varphi}}.\end{aligned}\right\} \qquad (12)$$

Орт $\vec{\alpha}_0$ для точки спостереження *M* представимо через орти $\vec{\theta}_0$ і $\vec{\varphi}_0$ головної системи координат. Для цього візьмемо третє рівняння системи (11), вирази (12) і співвідношення:

$$\left.\begin{aligned}\vec{x}_0 &= \vec{r}_0\sin\theta\cos\varphi + \vec{\theta}_0\cos\theta\cos\varphi - \vec{\varphi}_0\sin\varphi;\\ \vec{y}_0 &= \vec{r}_0\sin\theta\cos\varphi + \vec{\theta}_0\cos\theta\cos\varphi + \vec{\varphi}_0\cos\varphi;\\ \vec{z}_0 &= \vec{r}_0\cos\theta - \vec{\theta}_0\sin\theta.\end{aligned}\right\} \qquad (13)$$

Після упорядкування отриманого виразу знаходимо, що

$$\vec{\alpha}_0 = -\vec{\theta}_0\frac{\cos\theta\cos\varphi}{\sqrt{\cos^2\theta+\sin^2\theta\sin^2\varphi}} + \vec{\varphi}_0\frac{\sin\varphi}{\sqrt{\cos^2\theta+\sin^2\theta\sin^2\varphi}}. \qquad (14)$$

Знайдемо відстань від елемента спіралі в точці *A* (рис. 2) до точки спостереження *M* як:

$$r_A = r - \Delta r = r - 0B\,. \qquad (15, а)$$

З рис. 2 видно, що: $\Delta r = 0B = 0A\cos\vartheta = (\vec{\rho},\vec{r}_0)$, (15, б)

де $\vartheta = \angle A0C$ і $0A = \rho$ - відстань від початку полярної системи координат до точки *A*,

$$\vec{\rho} = \vec{\rho}_0\rho = \vec{\rho}_0(\rho_0 - \alpha\varphi_s) = \vec{x}_0\rho\cos\varphi_s + \vec{y}_0\sin\varphi_s\,. \qquad (16)$$

Підставляючи у формулу (15) вираз 16 і значення орта $\vec{r}_0$ з системи (11) отримуємо:

$$\Delta r = (\rho_0 - \alpha\varphi_s)\sin\theta\cos(\varphi-\varphi_s)\,. \qquad (17)$$

Використовуючи вирази (4), (8) і (9), знаходимо значення елементів спіралі, що збігаються з координатними осями прямокутної системи координат в площині *x0y:*

$$dl_x = -(\rho_0 - \alpha\varphi_s)\sin\varphi_s d\varphi_s \qquad (18, а)$$

і $$dl_y = (\rho_0 - \alpha\varphi_s)\cos\varphi_s d\varphi_s \qquad (18, б)$$

Підставляємо в формулу (10) значення струму (7), орта $\vec{\alpha}_0$ (14), функції $\sin\alpha$ (12), відстані *r* (15, *а*) та різниці ходу променів (17) і визначаємо поле випромінювання однієї складової елемента спіралі: $d\dot{\vec{E}}_x = \vec{\theta}_0 d\dot{E}_x^{\theta} + \vec{\varphi}_0 d\dot{E}_x^{\varphi}$ (19)

де $d\dot{E}_x^{\theta} = -i\dot{A}\cos\theta\cos\varphi\sin\varphi_s B(\theta,\varphi,\varphi_s)d\varphi_s$, (20)

$$d\dot{E}_x^{\varphi} = -i\dot{A}\sin\varphi\sin\varphi_s B(\theta,\varphi,\varphi_s)d\varphi_s \qquad (21)$$

$$\dot{A} = \frac{\dot{I}_{\Pi}W_c}{2\lambda r}e^{-ik\tau}; \qquad (22)$$

$$B(\theta,\varphi,\varphi_s)=\sin\left[k(L-\rho_0\varphi_s+\frac{1}{2}\alpha\varphi_s^{\,2})\right](\rho_0--\alpha\varphi_s)\exp\left[ik(\rho_0-\alpha\varphi_s)\sin\theta\cos(\varphi-\varphi_s)\right].(23)$$

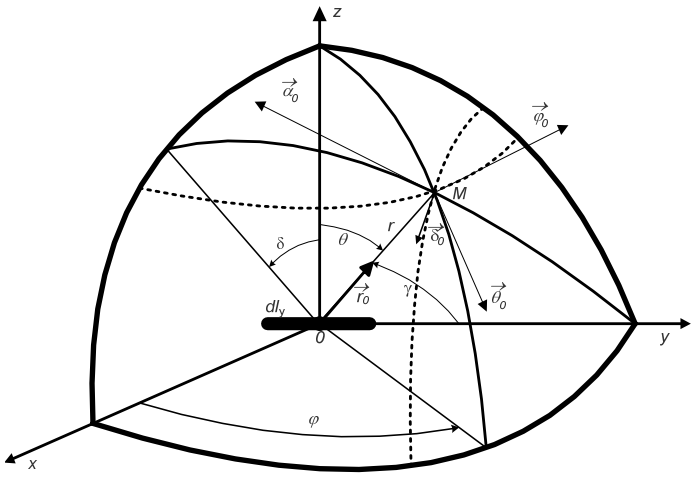


Рис. 5. Друга складова dl у сферичній системі .

Друга складова елемента dl збігається з віссю 0y (рис. 5). Власною системою сферичних координат є r,γ,δ. У цій системі координат напруженість поля випромінювання елемента dl визначається виразом аналогічним виразу (10), тобто:

$$d\dot{\vec{E}}_y=i\vec{\gamma}_0\frac{\dot{I}(l)dl_yW_c}{2\lambda r}\sin\gamma e^{-ikr},\qquad(24)$$

де $dl_y=dl\cos\varphi_s$.

З рис. 5 випливає, що:

$$\vec{r}_0=\vec{x}_0\sin\gamma\sin\delta+\vec{y}_0\cos\gamma+\vec{z}_0\sin\gamma\cos\delta.(25)$$

З векторного добутку $[\vec{r}_0,\vec{r}_0]$, в якому орти $\vec{r}_0$ визначені в головній (11) і власній (25) сферичних системах координат, знаходимо:

$$\left.\begin{aligned}\sin\gamma&=\sqrt{\cos^2\theta+\sin^2\theta\cos^2\varphi};\\ \cos\gamma&=\sin\theta\sin\varphi;\\ \sin\delta&=\frac{\sin\theta\cos\varphi}{\sqrt{\cos^2\theta+\sin^2\theta\cos^2\varphi}};\\ \cos\delta&=\frac{\cos\theta}{\sqrt{\cos^2\theta+\sin^2\theta\cos^2\varphi}}.\end{aligned}\right\}\qquad(26)$$

Орт сферичної системи координат $\vec{\gamma}_0$, що визначає поляризацію поля випромінювання (24), в прямокутній системі координат: $\vec{\gamma}_0=\vec{x}_0\cos\gamma\sin\gamma-\vec{y}_0\sin\gamma+\vec{z}_0\cos\gamma\cos\delta.\qquad(27)$

Використовуючи формули (13) і (26) вираз (27) представимо у вигляді:

$$\vec{\gamma}_0=-\vec{\theta}_0\frac{\cos\theta\sin\varphi}{\sqrt{\cos^2\theta+\sin^2\theta\cos^2\varphi}}-\vec{\varphi}_0\frac{\cos\varphi}{\sqrt{\cos^2\theta+\sin^2\theta\cos^2\varphi}}.\qquad(28)$$

Формули (26) і (28) дають можливість записати поле випромінювання елемента dl_y в головній системі координат: $d\vec{E}_y=\vec{\theta}_0dE_y^{\theta}+\vec{\varphi}_0dE_y^{\varphi},\qquad(29)$

де $d\dot{E}_y^{\theta}=-i\dot{A}\cos\theta\sin\varphi\cos\varphi_sB(\theta,\varphi,\varphi_s)d\varphi_s\qquad(30)$

$$d\dot{E}_y^{\varphi}=-i\dot{A}\cos\varphi\cos\varphi_sB(\theta,\varphi,\varphi_s)d\varphi_s.\qquad(31)$$

Рівняння (19) і (29) використаємо для визначення складових поля випромінювання dl, а підставивши значення складових (20), (21) і (30), (31), отримаємо:

$$\left.\begin{aligned}d\dot{E}^{\theta}&=-i\dot{A}\cos\theta\sin(\varphi-\varphi_s)B(\theta,\varphi,\varphi_s)d\varphi_s\\ d\dot{E}^{\varphi}&=-i\dot{A}\cos(\varphi-\varphi_s)B(\theta,\varphi,\varphi_s)d\varphi_s.\end{aligned}\right\}\qquad(32)$$

Повне поле випромінювання спіралі з синусоїдним розподілом струму визначається як:

$$\left.\begin{aligned}\dot{E}^{\theta}&=-i\dot{A}\cos\theta\int_0^{\varphi_k}\sin(\varphi-\varphi_s)B(\theta,\varphi,\varphi_s)d\varphi_s\\ \dot{E}^{\varphi}&=-i\dot{A}\int_0^{\varphi_k}\cos(\varphi-\varphi_s)B(\theta,\varphi,\varphi_s)d\varphi_s.\end{aligned}\right\}\qquad(33)$$

Щоб визначити характер розподілів, які описуються рівняннями (33), можна використати деякі наближення. Суть їх полягає в тому, щоб спіраль замінити сукупністю кілець, які

обтікаються струмом з сталими амплітудами і фазами. Отже, вважаємо, що випромінювач має вигляд концентричних кілець. Тоді приймаємо, що напруженість поля визначається як:

$$\left.\begin{aligned}\dot{E}^{\theta} &= \sum_{q=1}^{s} \dot{E}_q^{\theta} \\ \dot{E}^{\varphi} &= \sum_{q=1}^{s} \dot{E}_q^{\varphi}\end{aligned}\right\} \tag{34}$$

де s - кількість кілець.

Фаза струму незмінна, а амплітуда струму змінюється лише при переході від одного кільця до іншого. Тобто, для q-го кільця струм дорівнює $\dot{I}_q$, а радіус кільця - ρ_q, оскільки $a = 0$. При таких допущеннях маємо дещо інші значення амплітудного коефіцієнта:

$$\dot{A}_q = \frac{\dot{I}_q W_c \rho_q}{2\lambda r} e^{-ikr} \tag{35}$$

і функції координатних кутів: $$B_q(\theta, \varphi, \varphi_s) = e^{ik\rho_q \sin\theta \cos(\varphi - \varphi_S)} \tag{36}$$

Вирази (33) з урахуванням нових значень амплітудного коефіцієнта (35) і функції координатних кутів (36) набувають вигляду:

$$\left.\begin{aligned}\dot{E}_q^{\theta} &= -i\dot{A}_q \cos\theta \int_0^{2\pi} \sin(\varphi - \varphi_s) e^{ik\rho_q \sin\theta \cos(\varphi - \varphi_s)} d\varphi_s \\ \dot{E}_q^{\varphi} &= -i\dot{A}_q \int_0^{2\pi} \cos(\varphi - \varphi_s) e^{ik\rho_q \sin\theta \cos(\varphi - \varphi_s)} d\varphi_s .\end{aligned}\right\} \tag{37}$$

Інтеграл у першому рівнянні шляхом заміни $\cos(\varphi - \varphi_s) = u$ зводиться до табличного, при заданих границях інтегрування дорівнює нулю, E_q^{θ} відсутня в полі кільця, що обтікається струмом з однаковою амплітудою і фазою вздовж ж всього провідника. Другий інтеграл системи (37) обчислюється за співвідношенням з теорії функції Бесселя:

$$J_1(u) = \frac{1}{i2\pi} \int_{-\varphi}^{2\pi-\varphi} e^{ik\cos\varphi'} \cos\varphi' \, d\varphi', \tag{38}$$

де $u = k\rho_q \sin\theta$ і $\varphi' = \varphi_s - \varphi$. З виразу (38), отримуємо: $\dot{E}_q^{\varphi} = \frac{1}{2\pi} \dot{A}_q J_1(k\rho_q \sin\theta)$. Підставляємо значення $\dot{A}_q$ з формули (35) і знаходимо: $\dot{E}_q^{\varphi} = \frac{30 I_q \rho_q}{\lambda r} J_1(k\rho_q \sin\theta) e^{-ikr}$. (39)

Повне значення азимутальної складової напруженості електричного поля визначається за формулою (34) при використанні виразу (39).

УДК 621.391:519.72

Д.П. Бондаренко, кандидат технічних наук НАУ,
Л.В. Сібрук, доктор технічних наук
(Національний авіаційний університет, Україна)

РОЗРОБКА ОСНОВ ПОБУДОВИ МАТЕМАТИЧНОЇ МОДЕЛІ ДЛЯ ВИБОРУ ТЕЛЕКОМУНІКАЦІЙНИХ ЗАСОБІВ ДЛЯ НАДАННЯ НОМЕНКЛАТУРИ ПОСЛУГ НАСЕЛЕННЮ

В статті розглядається проблема надання розширеної номенклатури телекомунікаційних послуг населенню у депресивних регіонах та у регіонах з низькою щільністю населення. На основі аналізу існуючої інфраструктури телекомунікаційних мереж та телекомунікаційного обладнання та з урахуванням місцевих умов обґрунтовуються основи побудови математичної моделі для вибору телекомунікаційних засобів.

Номенклатура телекомунікаційних послуг населенню визначається:

- технічними можливостями існуючих мереж зв‘язку всеукраїнських операторів;
- можливостями нового обладнання, що може використовуватися для надання розширеної номенклатури послуг;
- різноманітними надбудовами над існуючими послугами, які впроваджує оператор для збільшення привабливості своєї мережі.

Згідно Закону України «Про телекомунікації» оператор зв‘язку має встановлювати номенклатуру послуг на свій розсуд та виходячи з технічної можливості використаного обладнання. В табл. 1 наведені телекомунікаційні послуги населенню [1].

Таблиця 1. Орієнтовна номенклатура телекомунікаційних послуг населенню.

Тип	Послуги
Базовий	Фіксований телефонний зв‘язок, служби екстреного виклику
Розширений	Бездротовий телефонний зв‘язок, служба коротких та мультимедійних повідомлень, дротовий та бездротовий доступ до мережі Інтернет, IP-радіо та телебачення, відеозв‘язок, електронна пошта, інші сервіси, що ґрунтуються на мережі Інтернет (ICQ, завантаження мелодій, малюнків тощо), міжміський та міжнародний телефонний зв‘язок, роумінг та ін.

Номенклатура послуг, що користується попитом, залежить від кількості мешканців населеного пункту. Згідно існуючим методикам віднесення до депресивних територій, до них можуть відноситися як області, райони, так і окремі населені пункти. Оскільки в великих містах телекомунікаційна інфраструктура розвинена значно краще у порівнянні з малими, актуальним є розвиток обслуговування населення в містах та селищах з кількістю населення 500 – 100 тис. чол.

Таблиця 2. Поділ населених пунктів на категорії за кількістю населення

№ категорії	Нас. пункти	Кількість населення, чол.
1	Малі села	100 – 1 тис.
2	Селища	1 тис. – 5 тис.
3	Малі міста	5 тис. - 10 тис.
4	Міста	10 тис. – 30 тис.
5	Великі міста	Більше 30 тис.

За умови, що у населених пунктах з кількістю мешканців менше 1000 чол. переважна більшість становлять люди похилого віку, попит на розширену номенклатуру телекомунікаційних послуг передбачається незначним. У населених пунктах з кількістю мешканців більше 1000 чол. відсоток молодого населення зростає майже в експоненціальній залежності. Тому

використання таких послуг як Інтернет, електронна пошта і т. д. значно перевищує використання цих послуг у малих населених пунктах. З урахуванням наведеного населені пункти необхідно поділити на категорії стосовно попиту на телекомунікаційні послуги і розглядати окремо.

Поділ населених пунктів на категорії K проводиться за критерієм однорідності кількості абонентів та необхідних показників мережі.

Для побудови математичної моделі раціонального вибору телекомунікаційних засобів для надання послуг населенню необхідно створити базу даних з інформацією про існуючу телекомунікаційну інфраструктуру в тому чи іншому населеному пункті. Оскільки неможливо охопити базою даних всі населені пункти для кожної категорії доцільно ввести множину типових випадків інфраструктури $T^k = \{T_1^k, T_2^k, ..., T_q^k\}$, де k - номер категорії; q - кількість типових випадків. Кожен з елементів множини T_i^k у свою чергу є множиною телекомунікаційних засобів $T_i^k = \{t_{i1}^k, t_{i2}^k, ..., t_{is}^k\}$, де s - кількість телекомунікаційних засобів у i-ому випадку інфраструктури для населеного пункту категорії k .

ВАТ «Укртелеком» володіє понад 95% усіх телекомунікаційних засобів країни. Тому логічно розпочати створення бази даних з аналізу існуючого обладнання та магістральних ліній передачі цієї компанії. За даними ВАТ «Укртелеком» можна зробити наступні висновки щодо існуючої інфраструктури первинних ліній:

- у кожному районному центрі є волоконно-оптичні лінії зв‘язку, які сполучають районний центр з магістральними телекомунікаційними мережами;
- за винятком АР Крим у містах з меншою кількістю населення ніж категорія 5, інфраструктура для надання розширеної номенклатури телекомунікаційних послуг населенню слабко розвинена.

На рис. 2 наведені основні засоби та радіотехнології, що можуть використовуватися у депресивних регіонах та районах з низькою щільністю населення.

Аналіз операторів, які надають послуги бездротового телефонного зв‘язку а також бездротового доступу до мережі Інтернет, на обладнанні 2-G та 2.5-G покоління, свідчить, що якість цих послуг більшою частиною незадовільна. Операторів, що надають послуги широкосмугового та швидкісного доступу до мережі Інтернет, практично немає.

Магістральні лінії зв‘язку проведені до майже всіх районних центрів. Проблема «останньої милі» залишається невирішеною.

У відповідності з рис. 2 потрібно створити базу даних з параметрами і характеристиками телекомунікаційних засобів M , що включає також інформацію економічного характеру, а саме: вартість обладнання, вартість будівельно-монтажних та налагоджувальних робіт, терміни розгортання.

Місцеві умови в великій мірі впливають на можливість чи неможливість використання того чи іншого обладнання.

Під місцевими умовами будемо розуміти рельєф місцевості (гори, передгір‘я, рівнина тощо) та забудову території. Урбанічна забудова погіршує поширення радіохвиль, а також сприяє прокладанню кабелю. У сільській та рівнинній місцевості втрати під час поширення радіохвиль менші. Тому умови поширення радіохвиль можна характеризувати за допомогою множини $Y = \{y_1, y_2, ..., y_n\}$, а характер забудови $Z = \{z_1, z_2, ..., z_3\}$. Типовим є випадки, коли радіотраса проходить над ділянками з різним характером забудови. При цьому втрати під час поширення радіохвиль

$$L = \sum_{j=1}^{J} L_j(y_j, z_j, A_j, f, r_j),$$

де A_j - параметри антенних систем з висотами підвісу включно; f - частота радіохвиль, r_j - протяжність j -ої ділянки радіотраси.

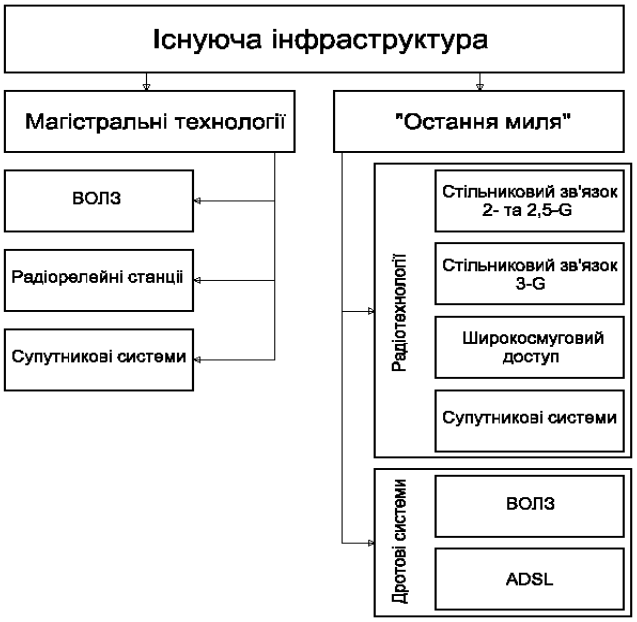


Рис. 2. Телекомунікаційні засоби та радіо технології

За своїм змістом завдання побудови математичної моделі вибору телекомунікаційних засобів для надання розширеної номенклатури послуг населенню полягає у наступному:

- пошуку відповідних вихідних даних, а саме – множини даних про телекомунікаційну інфраструктуру T_i^k, номенклатури та якості послуг, прогнозована кількість абонентів, середня швидкість доступу до мережі Інтернет та середній трафік мережі Інтернет на одного абонента, умови поширення радіохвиль y_j та характер забудови z_j;
- пошук серед множини M телекомунікаційних засобів елементів, які б разом з існуючою інфраструктурою утворили множини засобів $\Lambda = \left\{ \Lambda_1(T_i^k, \bigcup_{j=1}^{m1} M_j), \Lambda_2(T_i^k, \bigcup_{j=1}^{m2} M_j), ..., \Lambda_s(T_i^k, \bigcup_{j=1}^{ms} M_j) \right\}$, що забезпечували надання послуг із заданою якістю;
- перевірка елементів множини Λ_j на електромагнітну сумісність (ЕМС) з іншими радіоелектронними засобами, що функціонують у вказаному частотному діапазоні;
- оцінка показників інвестиційних проектів щодо впровадження варіантів телекомунікаційних засобів Λ_j та відбір найкращих з них.

Важливою частиною математичної моделі є блок пошуку відповідності телекомунікаційних засобів Λ_j заданим параметрам телекомунікаційної мережі та місцевим умовам. Показник відповідності можна представити у вигляді

$$\upsilon^i = f(\upsilon_1 \upsilon_2 ... \upsilon_l) \qquad (1)$$

де υ_i - показник відповідності набору телекомунікаційних засобів $\bigcup_{j=1}^{mi} M_j$ певній умові, наприклад, телекомунікаційній інфраструктурі для забезпечення заданої кількості абонентів послугами з необхідним рівнем якості, умові покриття полем радіотехнології заданої території (втрати під час поширення радіохвиль з урахуванням рельєфу місцевості та характеру забудови, діапазону хвиль, параметрів РЕЗ), можливість прокладання волоконно-оптичних ліній зв'язку, тощо. Показники υ_i можуть приймати значення від 0 до 1.

В результаті отримаємо множину коефіцієнтів відповідності υ^i, значення яких характеризують технічний рівень наборів телекомунікаційних засобів. Як зазначено вище кожний варіант далі перевіряється за критерієм ЕМС. Варіанти, які залишилися, потребують оцінки за критерієм економічної ефективності. Для цього існують показники інвестиційних проектів, які можна прогнозувати на передінвестиційному етапі. Невизначеність щодо вихідних даних можна подолати шляхом експертного опитування та застосування математичного апарату нечітких множин та нечіткої логіки.

Узагальнена структура математичної моделі представлена на рис. 3.

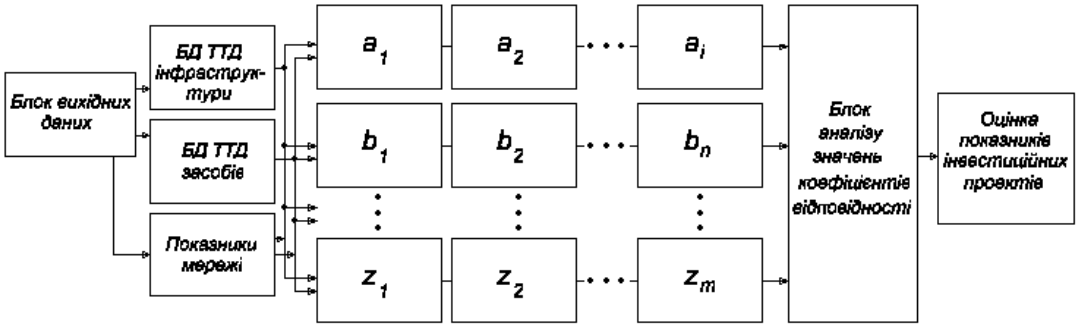


Рис. 3. Структурна схема математичної моделі для вибору телекомунікаційних технології для надання розширеної номенклатури послуг населенню

До блоку вихідних даних, рис.3, заноситься інформація, що містить географічне положення території, кількість населення, обсяг та якість телекомунікаційних послуг, рельєф місцевості, забудова, тощо.

База даних, яка містить тактико-технічні характеристики обладнання існуючої телекомунікаційної інфраструктури та обладнання, позначена як «БД ТТД інфраструктури».

«БД ТТД засобів» – база даних, яка містить параметри, характеристики та інші дані про телекомунікаційні засоби, в тому числі радіо технології та кабельні засоби.

Параметри телекомунікаційної мережі, яку необхідно створити, визначаються за вхідними даними у блоці з однойменною назвою.

Математична модель містить певну кількість паралельних каналів ($a_1 - a_i, \ldots, z_1 - z_m$) у яких перевіряється відповідність обладнання з «БД ТТД засобів» та існуючої інфраструктури визначеним показникам мережі та місцевим умовам, у тому числі ЕМС.

У блоці аналізу значень коефіцієнтів відповідності проводиться оцінка показників відповідності телекомунікаційного обладнання заданим умовам. У результаті приймається рішення щодо можливості чи неможливості використання того чи іншого телекомунікаційного обладнання у заданих умовах на конкретній території.

Оцінка показників інвестиційних проектів проводиться для кожного відібраного варіанту побудови телекомунікаційної мережі з метою подальшого відбору кращих варіантів і представлення їх особі, що приймає рішення про інвестування.

Висновки. Розглянуто основи побудови математичної моделі вибору телекомунікаційних технологій для надання розширеної номенклатури телекомунікаційних послуг населенню у депресивних регіонах та районах з низькою щільністю населення.

Список літератури

1. Постанова кабінету міністрів України від 9 серпня 2005р. №720 «Про затвердження Правил надання та використання телекомунікаційних послуг».

УДК: 621.37:621.3.095.2 (045)

Д.Л. Сібрук
(Національний авіаційний університет, Україна)

ВИМІРЮВАННЯ ЗАЙМАНОЇ ШИРИНИ СМУГИ РАДІОВИПРОМІНЮВАННЯ ЗА $\beta/2$ - МЕТОДОМ

В статті розглядається проблема створення апаратно-програмних засобів вимірювання займаної ширини смуги випромінювання за методом відношення потужностей під час радіомоніторингу.

У Законі України „Про радіочастотний ресурс України" під радіочастотним моніторингом розуміють збирання, оброблення, збереження та аналіз даних про параметри випромінювання радіоелектронних засобів (РЕЗ) і випромінювальних пристроїв, які діють у відповідних смугах радіочастот.

До безпосередніх завдань радіомоніторингу належить [1] визначення реальної зайнятості смуг і діапазонів частот; виявлення джерел радіовипромінювання (ДРВ); вимірювання параметрів і визначення характеристик радіовипромінювань; ідентифікація радіовипромінювань та визначення відповідності параметрів і характеристик радіовипромінювань параметрам і характеристикам ДРВ, які зареєстровані у базі даних (БД) обліку частотоприсвоєнь (обліку РЕЗ); виявлення незареєстрованих ДРВ; визначення місцезнаходження ДРВ; виконання вимірювань за програмами ITU та CEPT; облік, збереження та обробка результатів радіомоніторингу.

Займана смуга частот радіовипромінювання визначається смугою частот, за межами якої випромінюється не більше ніж задана частина β від загальної потужності РЕЗ. Якщо Рекомендація ITU-R не містить додаткової інформації для певного класу випромінювання, то поза верхньою і нижньою межею смуги знаходиться по $\frac{\beta}{2} = 0{,}5\%$ від загальної потужності РЕЗ. рис. 1.

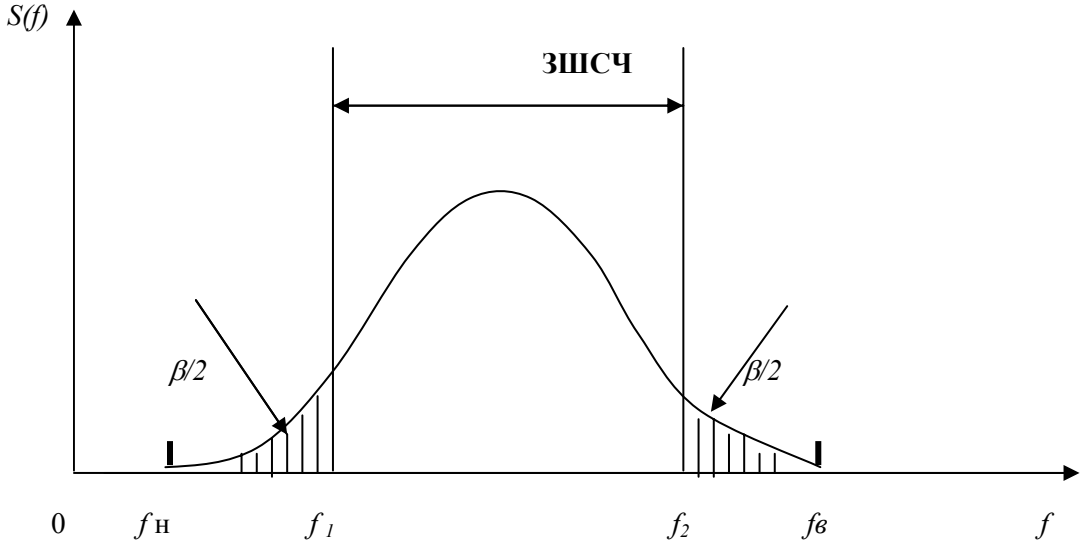


Рис. 1. Визначення займаної ширини смуги частот. $S(f)$ - спектральна щільність потужності.

Ширина смуги частот радіовипромінювання на рівні Х дБ – ширина смуги частот, за межами якої будь-який спектральний складник має послаблення на Х дБ і більше відносно рівня випромінювання, прийнятого за 0 дБ.

Контроль ширини смуги частот випромінювання на рівні Х дБ простіше реалізувати у порівнянні з $\beta/2$- методом. Тому в чинному в Україні ГОСТ 30318 та в Методиці вимірювань займаної ширини смуги частот радіовипромінювань [2], розробленій в Центрі «Укрчас-

тотнагляд» з урахуванням техніки, яка експлуатується в пунктах ефірного радіоконтролю, використовується саме критерій Х дБ.

Аналіз параметрів сучасних вимірювальних радіоприймальних пристроїв (РПП) світових виробників свідчить, що багато РПП дозволяють вимірювати ЗШСЧ за $\beta/2$- методом. У нормативному документу [3] Російської Федерації міститься перелік завдань та режимів апаратури радіомоніторингу, а також вимоги до вимірювальних приймачів. Контроль займаної ширини смуги частот $\beta/2$- методом є обов'язковим для найкращого обладнання – категорії А.

В Україні технічною основою системи радіомоніторингу (РМ) є автоматизовані засоби РМ, а організаційною - стаціонарні пости РМ. Мобільні комплекси (станції) радіомоніторингу забезпечують вирішення завдань РМ поза межами зон досягнення стаціонарних постів РМ, а також для уточнення результатів радіомоніторингу в межах міст. В обласних центрах розгорнута мережа із декількох стаціонарних постів РМ оснащених багатофункціональними комплексами радіомоніторингу РМ-2500 та АИК-С, які виконують функції виявлення і технічного аналізу радіовипромінювань, а також радіопеленгування. Віддалені станції РМ у інших містах області виконують лише завдання виявлення і технічного аналізу.

У вказаних засобах використовуються радіоприймальні пристрої AR-5000 фірми AOR та IC-R8500 фірми ICOM, які не належать до вимірювальних. Проте з урахуванням доопрацювання РПП, що включає застосування високостабільних опорних генераторів, цифрової обробки даних та інших заходів, багатофункціональні комплекси (станції) радіомоніторингу відповідають вимогам стандартів ГОСТ 30338-95, ГОСТ 30318-95 а також інших вітчизняних нормативних документів [4]. Як недолік можна зазначити неможливість вимірювання ЗШСЧ за $\beta/2$- методом, який є кращим за метод Х дБ, особливо у випадку вимірювання цифрових сигналів.

Кожен з вимірювальних РПП має аналоговий вихід на проміжній частоті (ПЧ), сигнал якого можна використати для вимірювання займаної ширини смуги частот методом відношення потужностей за допомогою окремого модуля.

На рис.2 представлена структурна схема вимірювача. Вимірювач ширини смуги випромінювання включає антену 1, цифровий радіоприймальний пристрій 2, комутатори 3 і 4, полосові фільтри 5, третій комутатор 6, мости 7 і 9, атенюатор 8, конвертори частоти 10 і 13, перший фільтр 11, аналогово-цифровий перетворювач (АЦП) 12, другий фільтр 14, синтезатор частоти 15, генератор контрольних сигналів 16, блок управління 17, ПЕВМ 18.

Вимірювач підключається до стандартної апаратури автоматизованого радіомоніторингу: антени 1, вимірювального РРП 2 та ПЕВМ 18, і працює наступним чином. Програмним шляхом або за допомогою оператора на екрані монітора ПЕВМ 18 на спектральній діаграмі сигналів помічаються границі ширини смуги сигналу, який вимірюється (при цьому рівень сигналу повинен на 3-6 дБ перевищувати рівень шумів). Зазначимо, що частота настройки ЦРП 2 є відомою. Далі вимірювання здійснюється автоматично. З виходу вимірювального радіоприймального пристрою 2 аналоговий сигнал проміжної частоти 10,7 МГц (типове значення для РПП фірм AOR, ROHDE&SCHWARZ, ЗАТ «ИРКОС» РФ) зі смугою пропускання, що визначається підключеним фільтром і може становити до 10 МГц подається на комутатор 3, який призначений для вибору режиму вимірювання чи режиму контроля.

Одночасне вимірювання рівнів „0 дБ" і „Х дБ" забезпечується створенням трьох паралельних каналів, в одному з яких вимірюється повна потужність сигналу, тобто „0 дБ", а в двох інших каналах встановлюються частоти зрізу спектра сигналу таким чином, щоб в кожному каналі отримати потужність на рівні (β/2)% від потужності „0 дБ".

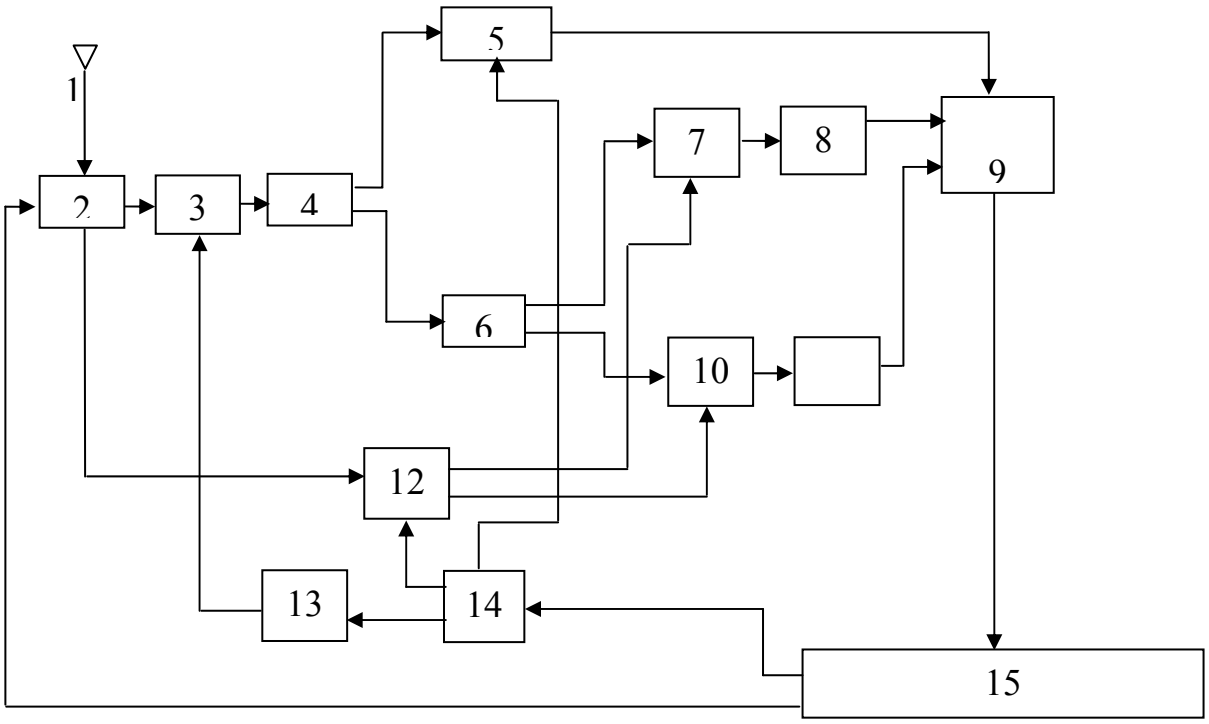


Рис. 2. Структурна схема вимірювача

Точність вимірювання забезпечується за рахунок кола зворотнього зв'язку, по якому на вхід пристрою в режимі контролю надходять сигнали з відомою формою та спектрами – еталонні сигнали. Це дає змогу коректувати як частоти зрізу фільтрів, так і коефіцієнти передачі каналів.

Напруга з виходу комутатора 3 надходить на перший міст 4, який ділить потужність електромагнітних коливань на дві рівні частини (3 дБ). З першого виходу моста 4 потужність сигналу, яка вважається рівною „0 дБ", через атенюатор 5, аналогово-цифровий перетворювач 9 передається в ПЕВМ 15 для детектування і вимірювання. За рівнем „0 дБ" визначається також потужність на рівні „Х дБ".

З виходу 2 моста 4 потужність сигналу ще раз ділиться на дві рівні частини подільником потужності – другим мостом 6. Таким чином формуються два сигнали на входах каналів для визначення нижньої і верхньої граничної частоти спектра сигналу. Структури цих двох каналів ідентичні, тому детально розглянемо принцип дії одного з них.

З першого виходу моста 6 напруга підводиться до входу першого конвертора частоти 7, на другому вході якого діє напруга першого виходу синтезатора частоти 12. Перший конвертор 7 пересуває в частотній області спектр досліджуваного сигналу. Характер частотного перетворення залежить від вибору типу фільтра 8 і від призначення самого каналу.

Будемо вважати, що верхній канал, який починається від першого виходу подільника потужності 6 призначений для вимірювання верхньої граничної частоти спектра досліджуваного сигналу. На вхід першого конвертора 7 від синтезатора частоти подається сигнал з частотою f_1, яка визначається як

$$f_1 = f_{пч} + {}_{\Delta} f_м^в,$$

де $f_{пч}$ - проміжна частота; ${}_{\Delta} f_м^в = f_м^в - f_м^{на}$; $f_м^в$ - верхня частота спектра, що позначена оператором; $f_м^{на}$ - частота настроювання РПП під час вимірювання.

На виході конвертора 7 виділяється сигнал у частотній смузі з найбільшою частотою $f_1^в = {}_{\Delta} f_м^в$, послідовно подається на фільтр нижніх частот 8, АЦП і ПЕВМ. Продетектована напруга ідентифікується як перша частина потужності на рівні β% від потужності сигналу.

Нижній канал, який починається від другого виходу подільника потужності 6 призначений для вимірювання нижньої граничної частоти спектра досліджуваного сигналу. На вхід другого конвертора від синтезатора частоти подається сигнал з частотою f_2, яка визначається як

$$f_2 = f_{пч} - {}_{\Delta} f_м^н,$$

де $f_{пч}$ - проміжна частота; ${}_{\Delta} f_м^н = f_м^н - f_м^{на}$; $f_м^н$ - нижня частота спектра, що позначена оператором.

На виході конвертора 10 виділяється сигнал у частотній смузі з найбільшою частотою $f_2^в = {}_{\Delta} f_м^н$, послідовно подається на фільтр нижніх частот 11, АЦП і ПЕВМ. Продетектована напруга розглядається як друга частина потужності на рівні β% від потужності сигналу.

У ПЕВМ порівнюється потужність сигналу каналу „0 дБ" з сумою потужностей верхнього та нижнього каналів. Якщо при цьому виконується нерівність

$$U_0^2 - (U_в^2 + U_н^2) > U_x^2,$$

то відбувається збільшення частоти f_1 та зменшення частоти f_2 до настання рівності у синтезаторі частот 12 за сигналами від блоку управління 14. У протилежному випадку відбувається збільшення частоти f_2 та зменшення частоти f_1.

За відомими частотами f_1, f_2, $f_{пч}$ обчислюються граничні частоти сигналу а також ширина смуги випромінювання $\Delta f = f_В - f_Н$. Точність визначення ширини смуги випромінювання залежить від крутизни частотних характеристик фільтрів, ослаблення фільтрів в смузі непрозорості, наявності завад у смузі прозорості фільтрів.

В режимі контролю до другого входу комутатора 3 подається сигнал від генератора контрольних сигналів 13. Стандартні контрольні сигнали імітують сигнали систем радіомовлення та зв'язку. Їх спектр відомий з високою точністю. У випадку коли виміряне значення ширини смуги не дорівнює відомому значенню за сигналом від блока управління 14 на атенюатор 5 змінюється амплітудний коефіцієнт передачі каналу „0 дБ".

Висновки

Реалізація розглянутого модуля дозволить проводити вимірювання ЗШСЧ методом відношення потужностей за допомогою апаратури, яка використовується в Україні.

Список літератури

1. *Слободянюк П.В., Благодатний В.Г., Ступак В.С.* Довідник з радіомоніторингу. – Ніжин: «Аспект-Поліграф», 2008. – 588с.

2. *Методика* вимірювань займаної ширини смуги частот радіовипромінювань на радіоконтрольних пунктах регіональної Державної інспекції електрозв`язку України. – К.: Центр «Укрчастотнагляд», 2003. – 27 с.

3. *Руководящий* документ РД 45.193-2001 Оборудование станций радиоконтроля. Общие технические требования.

4. *Основные* требования и средства радиочастотных измерений. – Харків: УРА ТОВ ХСВД-2 «Спецвузавтоматика», 2004. – 23 с.

УДК 621.396.67(045)

Л.Я. Ільницький, д.т.н., проф,
О.А. Щербина, к.т.н.
(Національний авіаційний університет, Україна)

ПОХИБКИ КАЛІБРУВАННЯ ВИМІРЮВАЧІВ НАПРУЖЕНОСТІ ЕЛЕКТРОМАГНІТНОГО ПОЛЯ МЕТОДОМ СТАНДАРТНОГО ПОЛЯ

Розглядаються і аналізуються похибки калібрування вимірювачів напруженості поля при використанні метода стандартного поля. Аналізується вплив окремих складових похибки калібрування даним методом на кінцевий результат вимірювання. Виділені три основні джерела похибок.

Модель процесу градуювання можна проілюструвати рис. 1. За допомогою спеціальної установки в зоні розміщення первинного вимірювального перетворювача створюється поле, вектор напруженості якого E відомий з великою точністю. Поряд з напруженістю електричного поля на вимірювальний прилад діють величини $x_1, \dots, x_n$, які представляють собою шуми, завади, температуру, вологість, тиск і т. і.

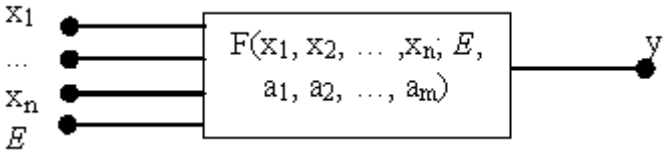


Рис. 1. Модель процесу градуювання

Структурна схема вимірювача реалізує оператор $F(x_1, x_2, \dots, x_n; E, a_1, a_2, \dots, a_m)$, де $a_1, a_2, \dots, a_m$ – параметри пристрою. У ідеальних умовах пристрій знаходиться лише у стандартному полі, тобто величини x_i мають стабільні, чітко визначені значення, на які розраховувався вимірювач. Крім того, всі параметри вимірювача мають значення $a_{10}, a_{20}, \dots, a_{m0}$, незмінні у часі і є узгодженими з вимогами ідеального перетворення вимірюваної величини E у вихідну величину y^*, тобто

$$y^* = F(x_{10}, x_{20}, \dots, x_{n0}; E, a_{10}, a_{20}, \dots, a_{m0}). \quad (1)$$

Очевидно, що калібрування полягає в тому, щоб встановити і мінімізувати похибки вимірювання

$$\Delta = y - y^* = F(x_1, x_2, \dots, x_n; E, a_1, a_2, \dots, a_m) - F(x_{10}, x_{20}, \dots, x_{n0}; E, a_{10}, a_{20}, \dots, a_{m0}) \quad (2)$$

З приведеної математичної моделі калібрування випливає, що важливою задачею є створення напруженості поля E з наперед відомою точністю, тому що обернена функція перетворення $\varphi = F^{-1}$ визначає вимірювану величину

$$E = \varphi(y^*). \quad (3)$$

Очевидно, що виміряна величина E'

$$E' = F^{-1}(x_1, x_2, ..., x_n, E, a_1, a_2, ...a_m) \quad (4)$$

буде відрізнятися від напруженості стандартного поля на похибку, яка залежатиме і від точності методу (виду оператора), що використовується у вимірювальному пристрої, від точності установки операторів a_i, від чутливості пристрою до величин x_i, а саме головне від точності створення тієї чи іншої напруженості поля E.

Для створення стандартного поля використовують антени, характеристики і параметри яких обчислюються з великою точністю, що дає змогу процес визначення напруженості стандартного поля звести до вимірювання струму або потужності живлення вимірювача з подальшим розрахунком величини E.

Найчастіше, як джерела стандартного поля використовують в діапазонах метрових і дециметрових хвиль симетричний вібратор та у діапазоні сантиметрових хвиль – рупор. По-

хибки у визначенні напруженості стандартного поля при використанні симетричного вібратора розглянуті у статті [1]. Похибка обчислення визначається формулою

$$\Delta E = \frac{\partial E}{\partial r}\Delta r + \frac{\partial E}{\partial I_A}\Delta I_A + \frac{\partial E}{\partial R_{\Sigma\Pi}}\Delta R_{\Sigma\Pi} + \frac{\partial E}{\partial W_A}\Delta W_A + \frac{\partial E}{\partial \lambda}\Delta\lambda + \frac{\partial E}{\partial l}\Delta l + \frac{\partial E}{\partial \theta}\Delta\theta, \qquad (5)$$

де $\frac{\partial E}{\partial a}$ – частина похибки за аргументом a, Δa – похибка у визначенні аргументу a. Під аргументом a маємо на увазі величини r, I_A, $\Delta R_{\Sigma\Pi}$, W_A, λ, l, θ.

В результаті аналізу визначені такі складові похибки:

-похибка вимірювання відстані;

-похибка при вимірюванні струму, що живить антену;

-похибка при вимірюванні опору випромінювання;

-похибка, зумовлена неточністю обчислення хвильового опору;

-похибка, зумовлена неточним значенням довжини хвилі;

-похибка, зумовлена неточністю визначення довжини плеча;

-похибка, що зумовлена неточністю визначення координатного кута.

Якщо перші дві складові мають простий лінійний характер, то інші описуються складнішими формулами і мають сильну залежність від відносної довжини вібратора. Найбільш сильний вплив похибок спостерігається при використанні напівхвильового вібратора, найменьший – при використанні чвертьхвильового.

При використанні методу стандартного поля найбільш важливим компонентом є первинний перетворювач, який перетворює напруженість поля в іншу фізичну величину, яку легко перетворювати, обробляти і визначати у зручній системі мір. Найчастіше такою величиною є напруга. Первинний перетворювач по суті є антеною (у нашому випадку симетричний вібратор). Необхідно розглядати похибки, що зумовлені використанням симетричного вібратора, як антени для вимірювання напруженості поля.

Тангенціальні складові напруженості поля поблизу плечей вібратора від джерела випромінювання знаходиться за формулами (5 – 7)

$$\dot{E}_{z0} = \left(\vec{z}_0 \vec{P}_0(\theta_0)\right)\frac{\dot{A}}{r}F(\theta_0)e^{-ikr}; \qquad (5)$$

$$\dot{E}_{z1} = \left(\vec{z}_0 \vec{P}_0(\theta_1')\right)\frac{\dot{A}}{r_1}F(\theta_1')e^{-ikr1}; \qquad (6)$$

$$\dot{E}_{z2} = \left(\vec{z}_0 \vec{P}_0(\theta_2')\right)\frac{\dot{A}}{r_2}F(\theta_2')e^{-ikr2}, \qquad (7)$$

де $\vec{z}_0$ – орт прямокутної системи координат; $\vec{P}_0(\theta)$ – одиничний вектор, який визначає положення вектора напруженості у просторі (поляризаційний одиничний вектор); $\dot{A}$ – комплексна амплітуда, що залежить від живлення і конструкції антени; $F(\theta)$ – нормована характеристика спрямованості джерела стандартного поля; r_0, r_1, r_2 – відстані від фазового центру джерела поля до відповідних точок вібратора; θ_0 – кут між напрямком спостереження і напрямом максимального випромінювання джерела поля; $\theta_1' = \theta_1 \pm \theta_0$; $\theta_2 \mp \theta_0$ – напрями випромінювання у сферичній системі координат до елементів 1 і 2

При аналізі цих формул [2] було знайдено три джерела похибок при вимірюванні поля симетричним вібратором:

-сферичність хвилі [3];

-відхилення фазового центру джерела поля від лінії перпендикуляра до осі вібратора (неточність взаємного розташування антен);

-відхилення напряму максимального випромінювання антени, що створює стандартне поле, від прямої, що з'єднує фазові центри антен.

Оскільки похибки, що створюються цими джерелами, мусять бути незначними у порівнянні з напруженістю поля або напругою на затискачах вібратора, то вплив їх буде незалежним одного від інших і це є підставою розглядати кожне джерело похибок незалежно від іншого.

З аналізу похибок градуювання вимірювача напруженості поля випливає, що електромагнітні хвилі, що утворюють стандартне поле, повинні мати сферичний фронт, фазовий центр якого необхідно відносити на певну відстань. Очевидно, що відстань від допоміжної антени до антени вимірювача напруженості необхідно встановлювати найменшу, щоб або використовувати мінімальну територію полігона, або проводити градуювання у безехових камерах. Але для цього потрібно знати мінімальну відстань, з якої починається поле зі сформованим сферичним фронтом. Така відстань відома для елементарних випромінювачів і для антен великих розмірів у порівнянні з довжиною хвилі. Це зона Фраунгофера або дальня зона. Розглянемо, на яких мінімальних відстанях можна вважати, що поле симетричного вібратора матиме сферичну форму хвильових поверхонь.

На рис.2 зображений симетричний вібратор. Оскільки поле має осьову симетрію, то для визначеності обираємо для аналізу площину y=0. Беремо довільну точку спостереження М з координатами r, θ у сферичній системі координат. Виокремлюємо два електричні диполі симетрично відносно середини вібратора 1 і 2. їх координата дорівнює z, а довжина – dz. Поле випромінювання електричних диполів визначається як

$$\left.\begin{aligned} d\dot{E}_1 &= i\frac{\dot{I}(z)dz}{2\lambda r_1} W_C \sin\theta_1 e^{-ikr1} \\ d\dot{E}_2 &= i\frac{\dot{I}(z)dz}{2\lambda r_2} W_C \sin\theta_2 e^{-ikr2} \end{aligned}\right\}, \tag{8}$$

де $\dot{I}(z) = \dot{I}_{\text{П}} \sin k(l - z)$ – струм на відстані z від середини вібратора; $\dot{I}_{\text{П}}$ – струм у пучності; W_C – хвильовий опір середовища; r_1 і r_2 – відстані від електричних диполів до точки спостереження (рис. 2); θ_1 і θ_2 – кути між віссю вібратора і напрямом у точку спостереження r_1 і r_2.

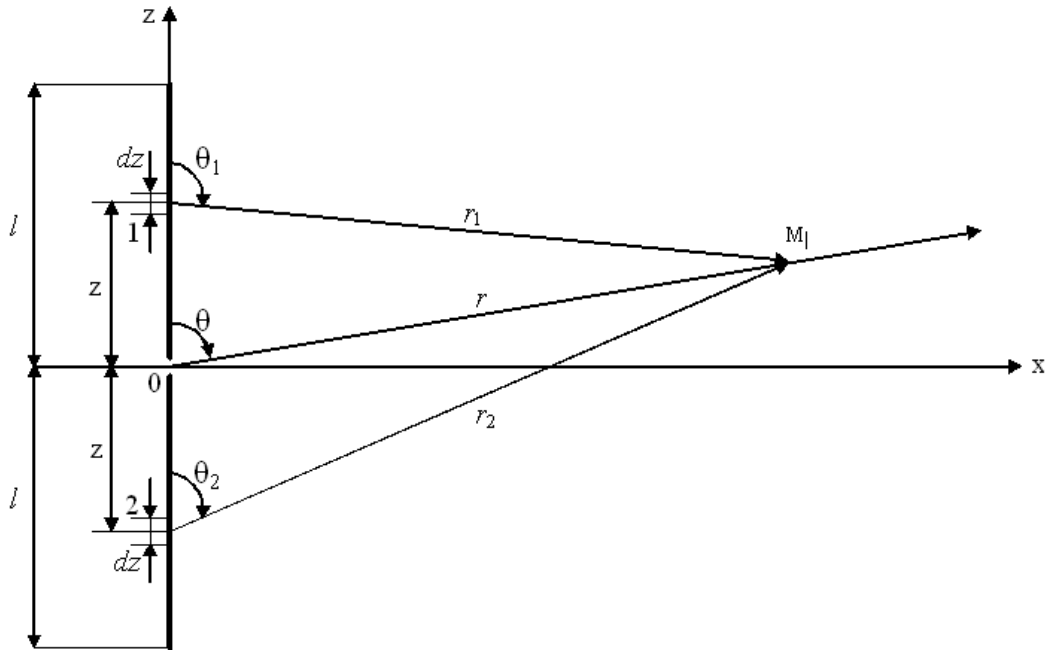


Рис.2. Схематичне зображення симетричного вібратора

Після математичних розрахунків отримуємо напруженість поля у точці М, яка розраховується за формулою

$$E = E_{\Phi} + \Delta E, \tag{9}$$

де E_Φ – напруженість поля, яка характеризує дальню зону вібратора у загальноприйнятому значенні; ΔE – відхилення напруженості поля у точці спостереження від значення напруженості поля, обумовленого сферичною хвилею. Величина ΔE визначає мінімальну відстань від вібратора, на якій з заданою похибкою можна вважати фронт хвилі сферичним. Значення E_Φ та ΔE визначаються за формулами

$$E_\Phi = \dot{E}_{\max} \sin\theta \int_0^l \sin k(l-z)\cos(kz\cos\theta)dz = \frac{\dot{E}_{\max}}{k}\frac{\cos(kl\cos\theta)-\cos kl}{\sin\theta} \qquad (10)$$

та

$$\Delta E = -E_{\max}\left(\frac{3}{2r^2}+i\frac{\pi}{\lambda r}\right)\frac{\sin kl}{k^3}\left[2kl\cos kl+\left(k^2l^2-2\right)\sin kl\right] \qquad (11)$$

Графік залежності напруженості поля від кута точки спостереження, розрахований по формулам (9–11) представлено на рис. 3.

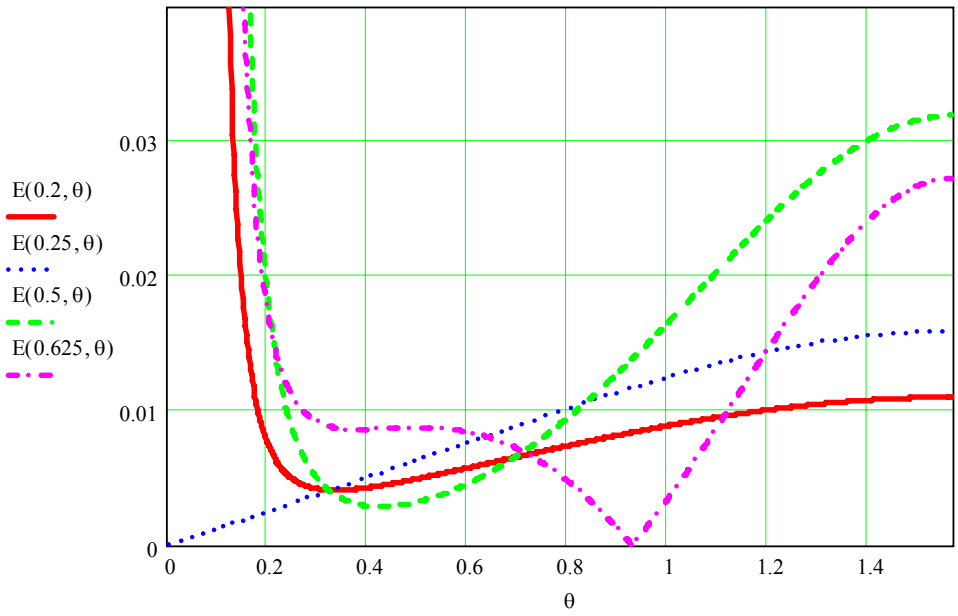


Рис.3. Графік залежності напруженості поля $E(l/\lambda,\theta)$ від кута точки спостереження θ при фіксації відносної довжини вібратора l/λ

Як можна побачити з графіка, найбільш точні дані отримуються при використання чвертьхвильового вібратора. При використанні інших відношень між довжиною хвилі і довжиною вібратора, отримуємо різьких сплеск напруги при куті точки спостереження $\theta=0^0$, що є значною похибкою.

Список літератури

1. *Ільницький Л.Я., Щербина О.А.* Особливості вимірювальних процесів при використанні методу стандартного поля // Електроніка та системи управління: Зб. наук. праць. – К.: НАУ, 2008. – Вип.4. С. 34-39.

2. *Щербина О.А.* Первинний перетворювач у стандартному полі // Защита информации: Сб. науч. трудов НАУ. – К.: НАУ, 2008. – Спец. вип. С. 149-152.

3. *Щербина О.А.* Вплив сферичності хвилі на точність вимірювання напруженості поля // Защита информации: Сб. науч. трудов НАУ. – К.: НАУ, 2009. – Вип.4. С. 215-219.

УДК: 621.371(075)

В.О. Іванов, доктор технічних наук,
В.В. Соколов, студент ФЕЛ
(Національний авіаційний університет, Україна)

ЧАСТОТНО-ПРОСТОРОВЕ ПОДАННЯ МАТЕМАТИЧНИХ МОДЕЛЕЙ ЕНЕРГЕТИЧНИХ ВТРАТ ПРИ ПОШИРЕННІ РАДІОХВИЛЬ

На основі розробленого програмного забезпечення досліджені деякі відомі емпіричні моделі втрат, котрими супроводжується поширення радіохвиль у реальних середовищах. Виявлені і надані у вигляді графіків функціональні залежності частоти несучої від довжини траси для допустимих значень втрат радіосигналів і радіозавад, які необхідно враховувати при забезпеченні електромагнітної сумісності незалежних радіосистем. Отримані графіки дозволяють спростити процедури частотно-просторового планування мереж радіозв'язку, які повинні бути розміщені на обмеженій території

Математичні моделі енергетичних втрат $L_0(f,d,...)$, якими супроводжується поширення радіохвиль (ПРХ) у реальному середовищі, засновані на результатах обробки великого об'єму експериментальних даних і надаються, як правило, у вигляді емпіричних співвідношень [1, 2]. Всі моделі мають власні назви, які вказують на авторські пріоритети. Моделі є функціями оригінальних композицій багатьох аргументів: частоти несучої f, довжини радіотраси d і ступеню її урбанізації, характеристик антенних пристроїв, геофізичних особливостей підстильної поверхні, містять декілька різних вагових коефіцієнтів. Моделі мають різну структуру і обираються дослідником у залежності від виду радіотраси, частотного діапазону, висот розташування антен та ряду інших обставин. Так, наприклад, при оцінки якості електромагнітної обстановки (ЕМО) в точці розміщення антени будь-якого радіоприймача у залежності від місцезнаходження антен радіопередавальних пристроїв - джерел корисного радіосигналу або ненавмисних радіозавад, можуть застосовуватися різні моделі енергетичних втрат $L_0(f,d,...)$, дБ.

Більшість моделей втрат при ПРХ можна умовно підрозділити на дві групи. До першої з них доцільне віднести такі, на основі яких визначаються втрати в урбанізованих середовищах (Табл. 1), а до другої групи - моделі, в яких враховуються лише природні особливості ландшафтів (Табл. 2). При інших рівних умовах енергетичні втрати $L_0(f,d,...)$ у середовищах першої групи суттєво перевищують втрати у середовищах іншої групи.

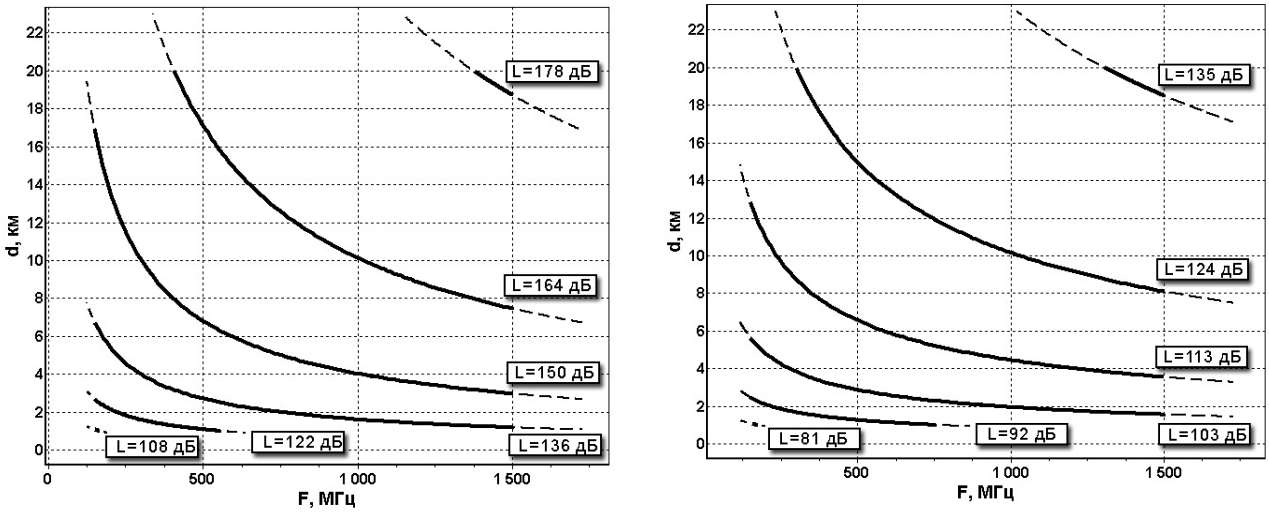
Таблиця 1. Умови застосування моделей втрат першої групи

№	Назва моделі	Діапазон частот, МГц	Довжина траси, км	Висота підвісу антени радіопередавача, м	Висота підвісу антени радіоприймача, м
1.1	*Хата-Окамури*	150-1500	1-20	30 - 200	1-10
1.2	*Хата для довгих відстаней*	150 - 1500	20 -100	30 - 200	1-10
1.3	*Хата ITU-R*	150 - 1500	1- 20	30 - 200	1-10
1.4	*Хата Cost 231*	1500 - 2000	1-10	30 - 200	1-10
1.5	*Хата-Девідсона*	150 - 1500	1- 300	30 - 1500	1-10
1.6	*Уолфріша-Ікегамі*	800 - 2000	0,02 - 5	4 - 50	1-3
1.7	*Окамури*	150 - 1920	1-100	30 - 100	1-10
1.8	*ECC 33*	150 - 1920	1-100	30 - 100	1-10
1.9	*Wideband Microcell*	150 - 1920	0,001-1	3 - 15	1-3
1.10	*SUI*	2500 - 3500	0,001-1	10 - 80	1-10

Таблиця 2. Умови застосування моделей втрат другої групи

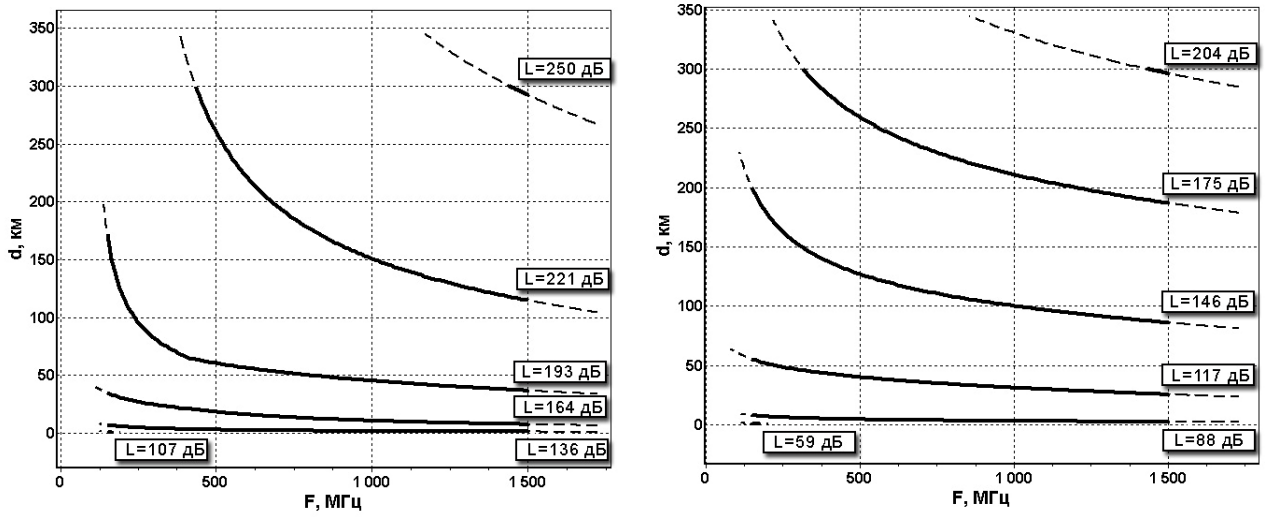
№	Назва моделі	Діапазон частот, МГц	Довжина траси, км	Висота підвісу антени радіопередавача, м	Висота підвісу антени радіоприймача, м
2.1	*ITM NTIA*	20 - 20000	1- 2000	0,5 - 3000	0,5 - 3000
2.2	*Лінійна модель (ITU-1546)*	30 - 3000	0,001- 500	10 - 500	1 - 500

Структурні особливості будь-якої емпіричної моделі втрат, з вказаних у табл. 1 і 2, є такими, що без попередніх розрахунків складно уявити графічний вигляд сімейства відповідних просторових функціональних залежностей типу $L_0(d)\big|_{при\ f_i=const.}$ та частотних залежностей типу $L_0(f)\big|_{при\ d_i=const.}$, де i = 1, 2, … Такі залежності будуються методом прямих розрахунків при вже відомих інших умовах, які відображені в математичних моделях втрат при ПРХ. Однак, при забезпеченні електромагнітної сумісності (ЕМС) незалежних радіосистем, які розміщують на обмеженої території, на входах відповідних приймачів рівні сигналів та радіозавад повинні відповідати відомим захисним відношенням Q_0, що визначаються класами радіосигналів, існуючих у точці спостереження. При цьому аргументи f і d функцій $L_0(f,d,...)$ стають взаємозалежними. Ці взаємозалежності можна надати у вигляді сімейств графіків типів $d(f)\big|_{при L_{0k}=const.}$, або $f(d)\big|_{при L_{0k}=const}$, де k = 1, 2, … , які є проміжним результатом у процедурі частотно-просторового планування (ЧПП) мереж радіозв'язку. Вказані залежності можна виявити лише на основі числових методів розрахунків, тобто при застосуванні спеціальної програми. Результати розрахунків ЧПП для декількох моделей втрат при ПРХ, зображені на рис.1 - 6 у виді графічних залежностей для випадків: *а*- висоти підвісу антен мінімальні, *б* - висоти підвісу антен максимальні.



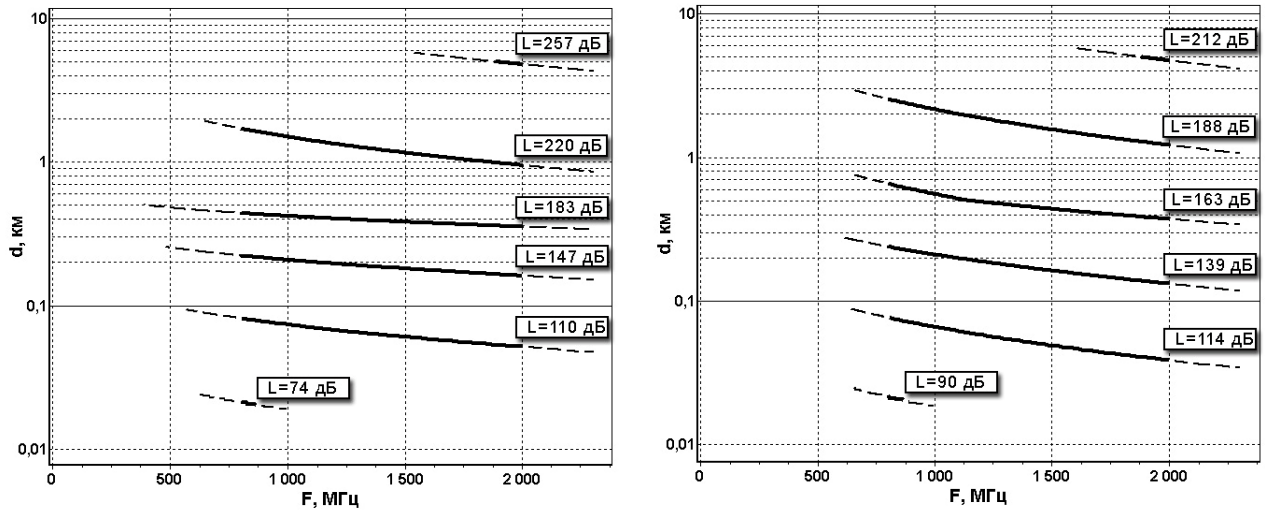
а) *б)*

Рис. 1. Результати ЧПП за моделлю 1.1



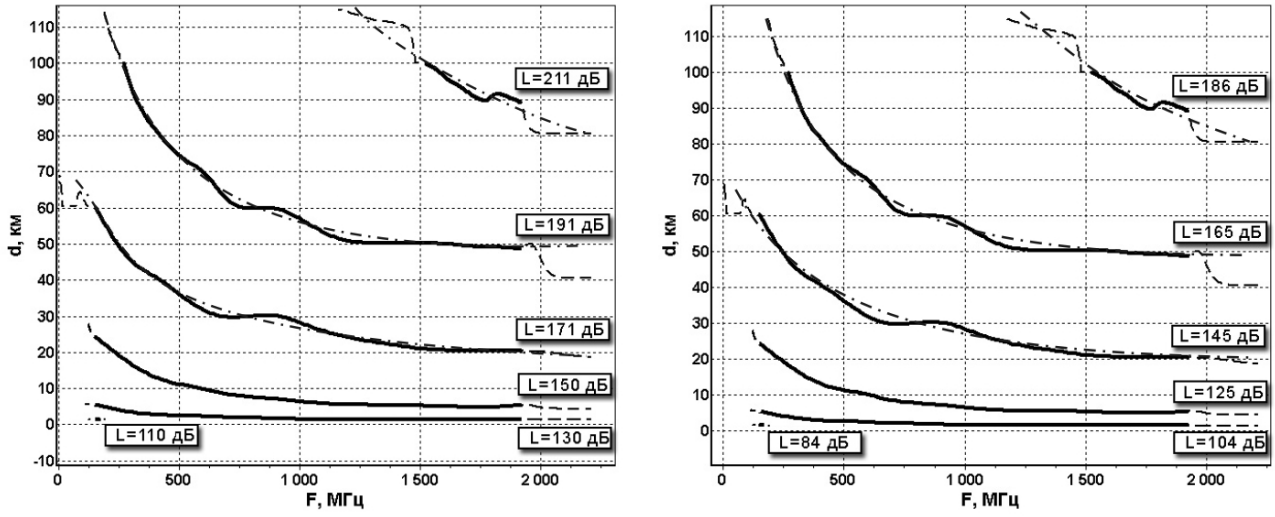
а) *б)*

Рис. 2. Результати ЧПП за моделлю 1.5



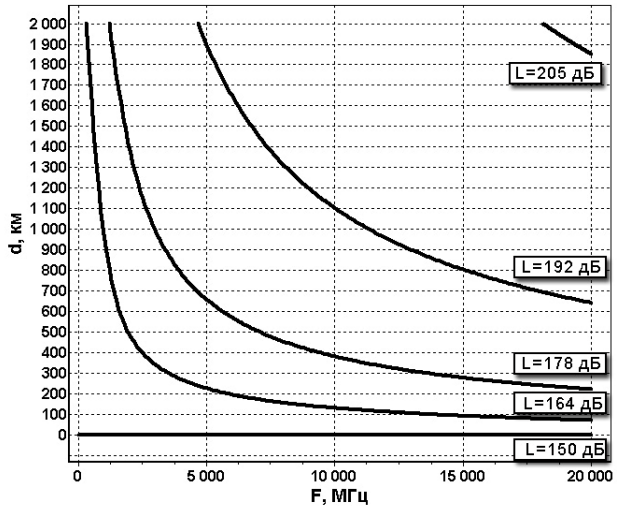
а) *б)*

Рис. 3. Результати ЧПП за моделлю 1.6

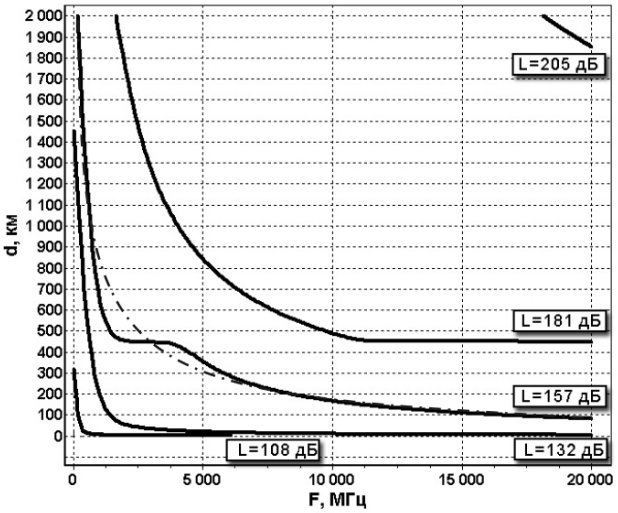


а) *б)*

Рис. 4. Результати ЧПП за моделлю 1.7

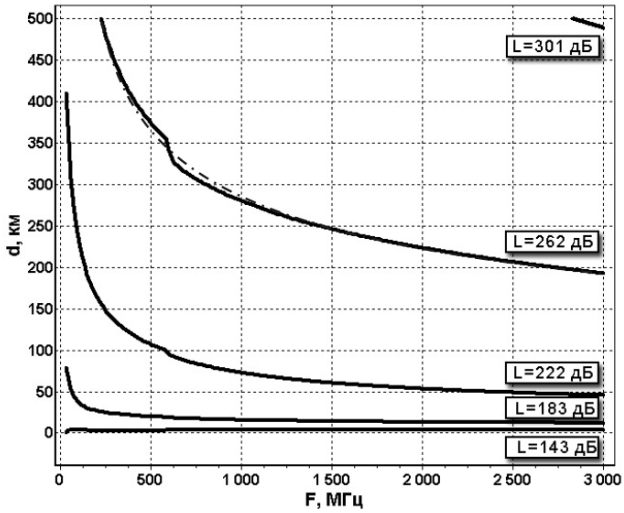


а)

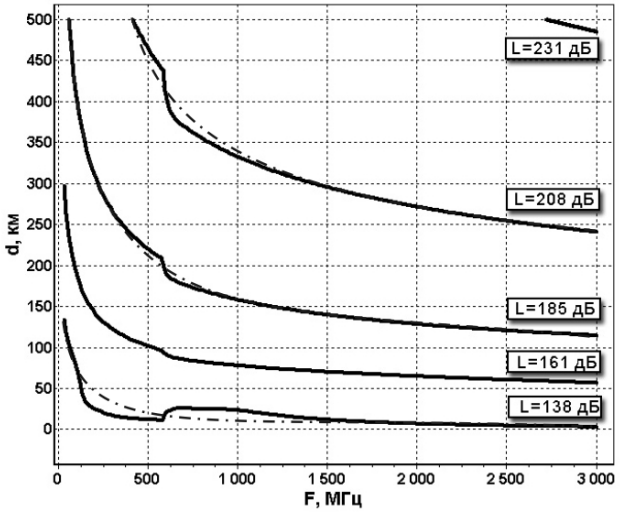


б)

Рис. 5. Результати ЧПП за моделлю 2.1



а)



б)

Рис. 6. Результати ЧПП за моделлю 2.2

Графіки, що зображені на рисунках суцільною лінією, відповідають розрахункам в межах області визначення моделі ПРХ, тобто для заданих діапазону частот і відстаней; штриховою лінією зображені графіки, які розраховані згідно з даною моделлю, але виходять за межі області визначення; штрих-пунктирною лінією зображені згладжені графіки.

Висновки

На основі відомих математичних моделей енергетичних втрат, якими супроводжується поширення радіохвиль, виявлені графічні образи відповідних частотно-просторових залежностей. Встановлено, що ці залежності є нелінійними і при однакових втратах призводять до різних рекомендацій щодо ЧПП.

Список літератури

1. *Кирюшин Г.В., Маслов О. Н., Шаталов В. Г.* Проектирование, развитие и электромагнитная безопасность сетей сотовой связи стандарта GSM. - М.: Радио и связь, 2000. - 148 с.

2. *Гавриленко В. Г., Яшнов В. А.* Распространение радиоволн в современных системах мобильной связи. - Нижний Новгород: НГУ, 2003. - 148 с.

УДК 531.7.068

С.В. Окоча (Національний авіаційний університет, Україна)

РОЗРОБКА ВОЛОКОННО-ОПТИЧНОГО ДАТЧИКА ДЛЯ ІДЕНТИФІКАЦІЇ ТИПУ РІДИНИ

Розглянута задача створення волоконно-оптичних датчиків зі змінним стрибком показника заломлення на границі світловода та аналізу похибки.

Вступ. Вдосконалення автоматичного контролю різними об'єктами, процесами виробництва, визначається досягненнями в галузі вимірювальних перетворювачів (датчиків). Проте більшість датчиків не завжди задовольняють висунутим до них вимогам по таким показникам, як розміри, точність, допустимі умови експлуатації. Успіхи в технології волоконних світловодів [1,2], які привели до широкого їх використання дозволяють замінити традиційні датчики, коли їхні параметри не задовольняють вимог, або для отримання нових функцій у вимірюваннях.

Постановка задачі. Однією з областей застосування датчиків із змінним стрибком показника заломлення (ЗСПЗ) на основі волоконних керованих світловодів (ВКС) є ідентифікація типу рідини та її густини за значенням показника заломлення, що необхідне у великому числі практичних задач (наприклад, при виявленні конденсату в заправних баках літаків, замерзання палива, загусання змащуючих матеріалів двигунів і т. п.).

Необхідно спроектувати швидкодіючий датчик за схемою модуляції з ЗСПЗ на границі світловода та провести аналіз похибки.

Розвязання задачі. Робота індикатора типу рідини заснована на відмінності показників заломлення n_2 контрольованих рідин (наприклад, для води $n_2 = 1{,}33$, для газу $n_2 = 1{,}41$), що приводять до зміни світлопропускання оптичного каналу.

Нехтуючи втратами на поглинання світла матеріалом світловода, можна визначити струм в ланцюзі фотоприймача $I_{фп}$, який має інтегральну чутливість $S_{фп}$.

Струм $I_{фп}$, істотно змінюється при незначній зміні показника заломлення n_2.

Спочатку при зануренні індикатора в рідину на поверхні світловода утворюються області з рідиною, які потім зливаються і утворюють суцільну плівку. Це викликає стрибки струму $I_{фп}$. Подальше занурення не приводить до різких стрибків і спадів струму $I_{фп}$, він починає монотонно зменшуватися. Значення стрибків і спадів в початковий період визначаються формою краплі та положенням межі розділу крапля – повітря.

Починаючи з деякого рівня h_0 струм $I_{фп}$ при збільшенні рівня h практично не змінюється, оскільки межа віддзеркалення контрольоване середовище – повітря достатньо далеко від вимірювальної поверхні індикатора. При цьому сигнал, відзеркалений від цієї границі, повністю затухає.

Математична модель датчика

При використанні датчика, побудованого по схемі модуляції ЗСПЗ на границі світловода, умови розповсюдження по керованому світловоду (КС), відповідно світлопропускання залежать від змінного показника заломлення зовнішнього середовища, що межує з керованим світловодом рис.1.

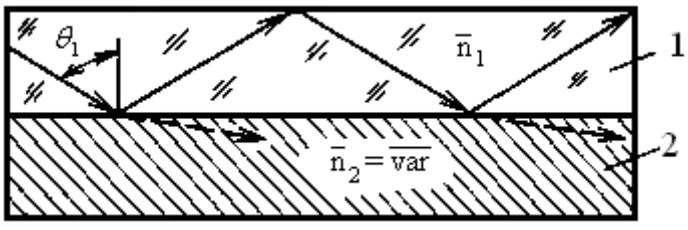


Рис. 1. Датчик на основі керованого світловода із ЗСПЗ: 1 – керований світловід; 2 – зовнішнє середовище.

Математична модель для даного випадку з граничною модуляцією оптичного випромінювання [1] має вигляд:

$$I_{фп}(n_2) = 0{,}5S_{фп}\sum_{k=k_{\min}}^{k=k_{\max}}\int_{arctg\left[(L-l_{фп})/2kd_c\right]}^{arctg(L/2kd)}\left[R_{\perp}^{k}(\theta_1,n_2)(1-R_{\perp B})^2 + R_{//}^{k}(\theta_1,n_2)(1-R_{//B})^2\right]\times$$
$$\times\exp(-\text{ж}L/\cos\theta_1)\,f_1\left[\arcsin(n_1\sin(\theta_1-\alpha_0))\right]f_{фп}\left[\arcsin(n_1\sin(\theta_1-\alpha_0))+\Delta\beta\right]d\theta_1, \qquad (1)$$

де $k_{\max} = entier\left[L/2d_c tg\theta_{1\min}\right]$, $k_{\min} = entier\left[L/2d_c tg\theta_{1\max}\right]$, $f_{фп}[\cdot]$ - функція, що описує вид апертурної характеристики фотоприймача; $\Delta\beta$ – кут між центральними напрямками апертурної характеристики фотоприймача та випромінювання $P_{ВИХ}$; $l_{фп}$ – протяжність чутливої площі фотоприймача в проекції на площину світловода; $S_{фп}$ – чутливість фотоприймача на довжині хвилі випромінювання.

Шляхом конкретизації механізму зміни відбиваючої здатності [1,2] при зміні показника заломлення зовнішнього середовища формула (1) прийме вигляд:

$$I_{фп}(n_2) = 0{,}5S_{фп}\sum_{k=k_{\min}}^{k=k_{\max}}\int_{arctg\left[(L-l_{фп})/2kd_c\right]}^{arctg(L/2kd)}\left[R_{\perp n}^{k}(\theta_1,n_2)(1-R_{\perp B})^2 + R_{//n}^{k}(\theta_1,n_2)(1-R_{//B})^2\right]\times$$
$$\times\exp(-\text{ж}L/\cos\theta_1)\,f_1\left[\arcsin(n_1\sin(\theta_1-\alpha_0))\right]f_{фп}\left[\arcsin(n_1\sin(\theta_1-\alpha_0))+\Delta\beta\right]d\theta_1, \qquad (2)$$

де $R_{\perp n}(\theta_1,n_2) = \left[\dfrac{n_1\cos\theta_1 - \sqrt{n_2^2 - n_1^2\sin^2\theta_1}}{n_1\cos\theta_1 + \sqrt{n_2^2 - n_1^2\sin^2\theta_1}}\right]^2$, $R_{//n}(\theta_1,n_2) = \left[\dfrac{n_2^2\cos\theta_1 - \sqrt{n_2^2 - n_1^2\sin^2\theta_1}}{n_2^2\cos\theta_1 - \sqrt{n_2^2 - n_1^2\sin^2\theta_1}}\right]^2$.

Коефіцієнт модуляції m оптичного каналу в датчику з ЗСПЗ знаходимо із співвідношення:

$$m = (P_{\max} - P_{\min})/P_{\max} = 1 - \tau_{\min}/\tau_{\max} \qquad (3)$$

де $P_{\max}, P_{\min}, \tau_{\max}, \tau_{\min}$ – відповідно максимальні та мінімальні значення вихідної потужності і світлопропускання при зміні властивостей завнішнього середевища рис. 2.

Потужність $P_{\max}$ визначається при $n_2 = n_{20}$, а потужність $P_{\min}$ – при $n_2 = n_{20} + \Delta n_2$

$$P_{\max} = \int_{\theta_{1\min}}^{\theta_{1\max}} \frac{dP_{ВИХ}}{d\theta_1}d\theta_1\Big|_{n_2=n_{20}} \qquad (4)$$

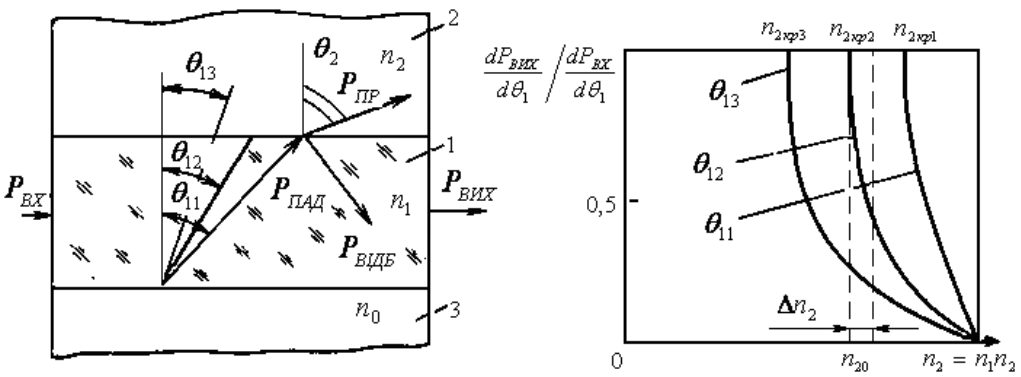


Рис. 2 Для пояснення коефіцієнта модуляції датчика на основі світловода ЗСПЗ:
1 – світловід; 2 – зовнішнє середовище; 3 – підложка

Приведений інтеграл (4) можна розбити на дві частини:

1) в діапазоні кутів від $\theta_{1кр} = \arcsin(n_{20} / n_1)$ до $\theta_{1\max}$, в якому виконується умова повного внутрішнього відбиття, нехтуючи втратами в матеріалі світловоду,

$$dP_{ВИХ} / d\theta_1 = dP_{ВХ} / d\theta_1$$

2) в діапазоні кутів від $\theta_{1\min}$ до $\theta_{1кр}$ умова повного внутрішнього відбиття не виконується, тоді отримуємо:

$$\frac{dP_{ВИХ}}{d\theta_1} = \frac{dP_{ВХ}}{d\theta_1} R_{\sum}(\theta_1, n_{20}), \tag{5}$$

де $R_{\sum}(\theta_1, n_{20}) = 0{,}5\left[R^k_{\perp n}(\theta_1, n_2) + R^k_{// n}(\theta_1, n_2)\right]$.

Відповідно максимальна потужність визначається наступним виразом:

$$P_{\max} = \int_{\theta_{1\min}}^{\theta_{1кр}} \frac{dP_{ВХ}}{d\theta_1} R_{\sum}(\theta_1, n_{20}) d\theta_1 + \int_{\theta_{1кр}}^{\theta_{1\max}} \frac{dP_{ВХ}}{d\theta_1} d\theta_1 . \tag{6}$$

Аналогічно визначається мінімальна потужність:

$$P_{\min} = \int_{\theta_{1\min}}^{\theta_{1\max}} \frac{dP_{ВИХ}}{d\theta_1} d\theta_1 \Big|_{n_2 = n_{20} + \Delta n_2} , \tag{7}$$

або

$$P_{\min} = \int_{\theta_{1\min}}^{\theta_{1кр\Delta}} \frac{dP_{ВХ}}{d\theta_1} \left[R_{\sum}(\theta_1, n_{20} + \Delta n_2)\right] d\theta_1 + \int_{\theta_{1кр\Delta}}^{\theta_{1\max}} \frac{dP_{ВХ}}{d\theta_1} d\theta_1 . \tag{8}$$

де $\theta_{1кр\Delta} = \arcsin\left[(n_{20} + \Delta n_2 / n_1)\right]$.

Відповідно коефіцієнт модуляції

$$m = \frac{\int_{\theta_{1кр}}^{\theta_{1кр\Delta}} \frac{dP_{ВХ}}{d\theta_1} d\theta_1 + \int_{\theta_{1\min}}^{\theta_{1кр}} \frac{dP_{ВХ}}{d\theta_1} R_{\sum}(\theta_1, n_{20}) d\theta_1 - \int_{\theta_{1\min}}^{\theta_{1кр\Delta}} \frac{dP_{ВХ}}{d\theta_1} \left[R_{\sum}(\theta_1, n_{20} + \Delta n_2)\right] d\theta_1}{\int_{\theta_{1\min}}^{\theta_{1кр}} \frac{dP_{ВХ}}{d\theta_1} R_{\sum}(\theta_1, n_{20}) d\theta_1 + \int_{\theta_{1кр}}^{\theta_{1\max}} \frac{dP_{ВХ}}{d\theta_1} d\theta_1} \tag{9}$$

Аналіз похибки датчика

Кількісною мірою точності вимірювального пристрою являється його похибка. Сумарна похибка датчика із ЗСПЗ виникає під впливом багатьох первинних похибок, які залежать від методу вимірювання, схеми, якості виготовлення пристрою, характеру поводження контрольованого процесу, оточуючих умов, та ряду інших оточуючих і внутрішніх факторів.

Робота датчика на основі плоского КС в загальному вигляді описується складною функцією багатьох параметрів, до числа яких відносяться як параметри пристрою, так і параметри, що характеризують умови експлуатації, які змінюються під впливом оточуючого середовища. З урахуванням параметрів створюючих найбільший вплив на роботу датчика записується функція наступним чином:

$$I_{фп} = f_{фп}(\alpha_0, n_1, \varphi_{ДН}, U_Ж, T, ...)$$

де $U_Ж$ - напруга живлення випромінювача; T - температура навколишнього середовища. Віповідно теорії імовірностей при незалежних різних впливах проводять сумування середньоквадратичних відхилень окремих параметрів.

Залежність між середньою квадратичною σ та граничною $\Delta_{гр}$ похибками (відхиленнями) визначається законом розподілу похибок. При дійсності нормального закону $\Delta_{пр} = 3\sigma$.

Оцінка первинних похибок пристрою

Кут розповсюдження випромінювання встановлюється при зборі пристрою. Склеювання вузлів датчика в спеціальному пристрої дозволяє забезпечити точність установки кута α_0 до $0{,}05^\circ$ [3], що визначає розкид параметра кута розповсюдження θ_1.

Показник заломлення заготовок скла може також коливатися. Ступінь різниці залежить від типу скла, використовуваного спектру випромінювання і т. д.. На основі проведених дослідів для скла типу ТФ-10 при інфрачервоному випромінюванні різниця в показнику заломлення матеріалу однієї партії може відрізнятися на $\Delta n_1 = 0{,}00097$ [4].

Ширина ДН випромінювання світлодіодів, виготовлених в одній партії, також відрізняється (для світлодіода АЛ107А розкид ширини ДН складає $10-15^\circ$)

Середня квадратична похибка датчика із ЗСПЗ на основі плоского КС визначатиметься наступним виразом:

$$\sigma_{I_{фп}} = \sqrt{(\partial I_{фп}/\partial\theta_1)^2_{\theta_1=45}\sigma^2_{\theta_1} + (\partial I_{фп}/\partial n_1)^2_{n_1=1{,}8}\sigma^2_{n_1} + ... + (\partial I_{фп}/\partial T)^2_{T=20}\sigma^2_T} \qquad (11)$$

Визначаємо часткові похідні впливаючих параметрів в точках, що відповідають нормальним умовам. Геометрично вони представляють тангенси кутів нахилу дотичних до кривих залежностей вихідного сигналу від збурюючих впливів в точках, відповідаючих нормальним умовам експлуатації та нормальним параметрам датчика ЗСПЗ.

Коефіцієнт впливу розкиду ширини ДН випромінювання визначаємо за формулою

$$n_1 = k_n(\varphi_{ДН}) n_{2\max} \qquad (12)$$

де $k_n(\varphi_{ДН})$ - коефіцієнт, що залежить від ширини ДН випромінювача, при нормальному значенні ширини ДН.

Для визначення впливу точності установки випромінювача на вихідний сигнал продиференціюємо вираз:

$$\tau(n_2,\varphi) = \frac{1}{2}\left\{1 - \sin\left[\frac{\pi}{2}\arcsin\left(\frac{n_1}{n_0}\sin\left(\arcsin\frac{n_2}{n_1} - \alpha_0\right)\right)\Big/\varphi_{ДН}\right]\right\} \qquad (13)$$

по параметру α_0 з урахуванням залежності звязку між коефіцієнтами впливу ширини ДН випромінювання на світлопропускання плоского КС і вихідним сигналом датчика без урахування апертурної характеристики фотоприймача:

$$\partial I_{фп} / \partial\varphi_{ДН} = \tau_{В.В} b_0 (I_{ДЖ.В} - I_0) S_{фп} \partial\tau / \partial\varphi_{ДН} \qquad (14)$$

отримуємо:

$$\frac{\partial I_{фп}}{\partial n_1} = \frac{\tau_{В.В} b_0 (I_{ДЖ.В} - I_0) S_{фп} \pi n_1 \cos\left\{(\pi/2)\arcsin\left[(n_1/n_0)\sin(\arcsin n_2/n_1 - \alpha_0)\right]/\varphi_{ДН}\right\}}{4\varphi_{ДН} n_0 \sqrt{1 - \left[(n_1/n_0)\sin(\arcsin n_2/n_1 - \alpha_0)\right]^2}} \times$$

$$\times \frac{\cos(\arcsin n_2/n_1 - \alpha_0)}{} \qquad (15)$$

Коефіцієнт впливу розкиду показника заломлення матеріалу світловоду на вихідний сигнал датчика із ЗСПЗ отримаємо після диференціювання виразу (13) з урахуванням залежності (14)

$$\frac{\partial I_{фп}}{\partial n_1} = \frac{\tau_{В.В} b_0 (I_{ДЖ.В} - I_0) S_{фп} \pi \cos\left\{(\pi/2)\arcsin\left[(n_1/n_0)\sin(\arcsin n_2/n_1 - \alpha_0)\right]\right\} / \varphi_{ДН}}{4\varphi_{ДН} n_0 \sqrt{1-\left[(n_1/n_0)\sin(\arcsin n_2/n_1 - \alpha_0)\right]^2}} \times$$
$$\times \left[\frac{\cos(\arcsin n_2/n_1 - \alpha_0)}{\sqrt{(n_1/n_2)^2 - 1}} - \sin(\arcsin n_2/n_1 - \alpha_0) \right] \quad (16)$$

Коефіцієнт впливу нестабільності джерела живлення визначається:

$$\partial I_{фп} / \partial U_{Ж} = \tau_{В.В} b_0 S_{фп} \tau(n_2, \varphi_{ДН}) S_{фп} I_{ДЖ.В} / \varphi_T \quad (17)$$

де φ_T - тепловий поенціал.

Висновки. Отриманий коефіцієнт впливу температури на вихідний сигнал датчика із ЗСПЗ враховує температурні нестабільності джерела випромінювання, фотоприймача, світловодної структури та контрольованого середовища. Визначено основні аспекти впливу на похибку вимірювань датчиків із ЗСПЗ, усунення або компенсація, яких підвищує метрологічні характеристики вимірювальної системи вцілому.

Список літератури

1. *Бусурин В.И., Носов Ю.Р.* Волоконно-оптические датчики: Физические основы, вопросы расчета и применения. – М.: Энергоатомиздат, 1990. – 256 с.
2. Волоконно-оптические датчики / *Т. Окоси, К. Окамото, М. Оцу, Х. Нисихара, К. Кюма, К. Хататэ*; Под ред. Т. Окоси: Пер. с япон. – Л.: Энергоатомиздат. Ленингр. отд-ние, 1990. – 256 с.
3. Справочник конструктора оптико-механических приборов / Под общ. Ред. *В. А. Панова.* Л.: Машиностроение, 1980. – 376 с.
4. Стекло: Справочник / Под ред. *Р. М. Павлушкина.* М.: Стройиздат, 1973.

УДК 621.396.96

Ф.Й. Яновський, доктор технічних наук
(Національний авіаційний університет, Україна)

НАДШИРОКОСМУГОВІ СИГНАЛИ В ЗАДАЧАХ ПІДПОВЕРХНЕВОГО ЗОНДУВАННЯ

Пропонується апаратно-програмний комплекс, що працює на принципах надширокосмугової радіолокації та дозволить отримати високу роздільну здатність і достатню дальність дії підповерхневого зондування. Робота включає програмне забезпечення для обробки сигналів і зображень з візуалізацією результатів зондування, а також розробку методики практичного використання приладу в умовах міської і промислової забудови.

Вступ. Складні та непередбачені геологічні умови зазвичай суттєво ускладнюють підземні роботи під час будівництва або реконструкції об'єктів. Особливо це стосується різноманітних робіт на території аеропортів, існуючих промислових або житлових забудов та робіт в історичній частині міста, а також робіт на зсувонебезпечних схилах, наприклад, в Києві. Помилки або неврахування деяких чинників при проектуванні та експлуатації об'єктів можуть призвести до руйнування прилеглих будівель і навіть до катастрофічних зсувів.

При виконанні ремонтних і будівельних робіт, прокладання підземних комунікацій в аеропортах, районах міської забудови, особливо в центрі міста і місцях розташування старих будівель, завжди виникає гостра проблема виявлення існуючих мереж підземних комунікацій, труб, кабельних ліній, інших підземних структур, наприклад, пустот, тунелів, могил, археологічних об'єктів тощо. Такі об'єкти необхідно виявляти до риття траншей, котлованів, забивання палів або бурильних робіт. Під час ремонту і перебудови старих будинків також виникає потреба виявлення комунікацій, димарів, пустот в цегляних або бетонних стінах. Подібні завдання виникають під час проведення рятувальних робіт, коли необхідно виявити наявність людей під завалами. Інші важливі задачі пов'язані з дослідженням властивостей і шаруватої структури ґрунту, його вологості, виявлення підземних вод, моніторингу стану трубопроводів у нафтовій та газовій галузях тощо.

Тому розробка ефективного апаратно-програмного комплексу для неруйнівного контролю, виявлення і розпізнавання об'єктів, що знаходяться під землею, за стінами або всередині них є дуже актуальною. Підвищення глибини дослідження підземного середовища при необхідній роздільній здатності є дуже складною проблемою, яка є ключовою при розробці запропонованого комплексу.

Георадіолокація є один з методів вивчення середовища (ґрунтів, будівельних конструкцій тощо). Різні методи геофізики досліджують середовище за допомогою різних фізичних полів. Метод георадіолокації належить до групи електромагнітних методів. Зазвичай він аналізує відгук середовища на випромінюване електромагнітне поле в діапазоні від 50 МГц до 3 ГГц і навіть вище.

Для більшості земних порід сигнали швидко затухають, що породжує проблеми з дальністю дії та розділенням сигналів. Найкращі результати дає надширокосмуговий (НШС) зондувальний сигнал без несучої. Метод ударного збудження антени для формування такого сигналу був застосований у Ризькому інституті інженерів цивільної авіації (РКІІГА) [1] при вимірюванні товщини льоду в Антарктиці (прилад ЗОНД). В наш час ця галузь радіолокації знову інтенсивно розвивається в багатьох країнах. В США виробляють георадар SIR, в Канаді - PULSE EKKO, в Швеції – RAMAC, в Японії – OYO та KODEN, в Росії – ОКО, Грот, Лоза. Латвія, продовжуючи напрацювання РКІІГА, випускає прилад ZONDAS. Відомі також роботи литовської фірми Geozondas [2] та роботи, що виконуються в Делфтському технічному університеті – IRCTR TU-Delft [3].

В Україні спробами створити георадар займалися в ІРЕ НАН України. З 2000 року група дослідників, які пізніше створили ТОВ "Трансієнт Текнолоджис" (Київ), розпочала свої роботи по створенню георадара [4], [5], [6], [7]. У 2004 році перший зразок георадару на гли-

бину 6..8 м був представлений на науковій конференції з НШС та надкоротких імпульсних сигналів UWBUSIS'04 у місті Севастополі. Більшість відомих систем є малопотужними. Роботи, виконані в НАУ, а також спільно НАУ і TU-Delft у галузі НШС радіолокації [8], [9], [10], [11], [12] створюють теоретичну базу для розроблення сучасного програмно-апаратного комплексу для підповерхневого дистанційного зондування і покращення дальності і роздільної здатності приладів.

Мета роботи. Метою роботи є створення апаратно-програмного комплексу для неруйнівного дистанційного виявлення і розпізнавання підземних об'єктів, який працює на принципах надширокосмугової радіолокації і має максимальну дальність дії (глибину зондування)15-20 м.

Для досягнення мети необхідно виконати наступні завдання:

1) розробити спосіб і пристрій для генерування і випромінювання наносекундних зонду-вальних імпульсів великої амплітуди з усуненням ефектів реверберації;

2) розробити принципові схеми передавача та інших ключових елементів апаратної частини комплексу;

3) розробити алгоритми первинної обробки сигналів для аналізу шаруватої підземної структури і виявлення об'єктів (неоднорідностей) у шарах;

4) розробити діючий макет (прототип) апаратно-програмного комплексу – георадар;

5) розробити методику вимірювань та натурних випробувань комплексу;

6) розробити програмне забезпечення для обробки сигналів та інтерпретації даних;

7) провести натурні випробування комплексу;

8) розробити методики та рекомендації для впровадження комплексу у виробництво, експлуатацію та навчальний процес.

Основні підходи до розв'язання поставлених завдань. Радіохвильовий сигнал при розповсюдженні крізь ґрунт зазнає значного ослаблення, в деяких ґрунтах до -20 Дб/м. Тому для досягнення більшої глибини необхідно мати прилад з більшою амплітудою зондувального сигналу і більш широким спектром. Таким чином, один з шляхів, що пропонується для дослідження і впровадження в практику полягає в суттєвому підвищенні амплітуди зондувального імпульсу. Мова іде лише про амплітуду, що при застосуванні надзвичайно коротких імпульсів (одиниці наносекунд) не підвищить, або навіть дозволить суттєво знизити середню потужність і випромінювану енергію. Це в свою чергу забезпечить повний психологічний комфорт при використанні пристроїв (про радіаційну небезпеку навіть не йдеться, прилад має бути абсолютно безпечним).

Для підвищення амплітуди зондувального сигналу пропонується використати генератор інтегрований з передавальною антеною побудований з використанням дрейфових діодів з різким відновленням (ДДРВ).

Другий шлях підвищення глибини дії, який буде розглянутий в роботі, полягає в підвищенні чутливості приймача. Тут є дуже багато резервів, але проблема полягає в необхідності усунення впливу небажаних сигналів і «дзвонів» антени, які ведуть до того, що покращення чутливості не супроводжується підвищенням відношення сигнал-шум і навіть може його погіршити. Для уникнення цих ефектів пропонується низка нових засобів та технологій, зокрема зниження шумів та реверберацій планується досягти використанням нових радіохвильових поглинаючих матеріалів.

Ключові новітні елементи програмно-апаратного комплексу базуються на розробці алгоритмів автоматичної класифікації та інтерпретації зображень підповерхневого дистанційного зондування шаруватих структур і розпізнавання характерних об'єктів підземного залягання.

Результати роботи. В результаті виконання роботи очікується отримати власний український високотехнологічний апаратно-програмний комплекс неруйнівного дослідження підземного простору. В процесі виконання роботи будуть отримані наступні науково-технічні результати:

- нова технологія обробки сигналів підповерхневого зондування;

- автоматизована і покращена технологія інтерпретації результатів зондування, на основі обробки полів і зображень;

- покращена технологія генерування і випромінювання зондувального надширокосмугового сигналу з метою підвищення роздільної здатності і глибини зондування;

- методика уникнення зниження відношення сигнал-завада при підвищенні чутливості;

- діючий макет георадару з більшим діапазоном робочих глибин порівняно з відомими зразками;

- програмне забезпечення роботи апаратно-програмного комплексу для неруйнівного дистанційного виявлення і розпізнавання підземних об'єктів;

- методика практичного використання георадару, та рекомендації з інтерпретації отриманих результатів;

- пропозиції до розробки нормативних документів щодо вимог і параметрів електронних приладів для дистанційного зондування підземного середовища;

- технічна документація до апаратно-програмного комплексу для неруйнівного дистанційного виявлення і розпізнавання підземних об'єктів;

- методичні рекомендації щодо інтерпретації даних дистанційного зондування;

Створена науково-технічна продукція за своїм науково-технологічним рівнем та основними показниками відповідає світовому рівню, вона є відкритою для подальшого розвитку та удосконалення в роботах із зацікавленими замовниками з метою створення серійного конкурентоздатного на світовому ринку зразка і широкого впровадження енергозберігаючих технологій у будівництві та експлуатації об'єктів.

Використання результатів. Результати роботи будуть використані для створення вітчизняного апаратно-програмного комплексу (АПК) для неруйнівного дистанційного виявлення і розпізнавання підземних об'єктів. Вони створять наукову і методичну базу для надання послуг з дистанційного неруйнівного виявлення та розпізнавання підземних об'єктів.

Створений АПК буде ефективним засобом виробництва при проведенні земляних робіт, що заміняє руйнівні засоби виконання земляних робіт. Він є основою новітніх технологій підземного моніторингу при експлуатації доріг, комунікацій, споруд, будівництві та ремонті, протизсувних та археологічних роботах, що забезпечить прогнозування наслідків зовнішніх втручань до початку робіт.

Створений АПК буде основою новітніх енергозберігаючим технологій в практиці підповерхневого обстеження будівельних майданчиків, прилеглих територій, споруд, підземного моніторингу при експлуатації доріг, комунікацій, проведенні саперних, протизсувних, археологічних робіт. Його впровадження дасть великий соціальний і економічний ефект.

Очікуване широке впровадження розроблених приладів в подальшому викличе необхідність підготовки і сертифікації спеціалістів з розробки, виробництва і експлуатації систем підповерхневої радіолокації за напрямом «Електронні прилади і системи», а також у системі підвищення кваліфікації та післядипломної освіти.

Висновки. Запропонований програмно-апаратний комплекс, що базується на використанні надширокосмугових зондувальних сигналів, є необхідним інструментом для виконання неруйнівного контролю та моніторингу підземного середовища. Його впровадження в практику будівельних, ремонтних і пошукових робіт є джерелом великого соціального і економічного ефекту, а також характерним прикладом ефективного використання новітніх радіоелектронних та інформаційних технологій.

Список літератури

1. *Финкельштейн М. И.* Радиолокация слоистых земных покровов / М. И. Финкельштейн, В. Л. Мендельсон, В. А. Крутов. – М.: Сов. радио, 1977. – 174 с.

2. *Alenkowicz H., Levitas B., Minin A.* Portable georadar for underground investigations Geozondas Ltd., Vilnius, Lithuanian Republic, http://www.geozondas.com/pdf/ahst80.pdf

3. *Savelyev, T. G., Yarovoy A. G., Ligthart L. P.* Weighted near-field focusing in an array-based GPR, Radio Sci., 43, 2008, RS4S11, doi:10.1029/2007RS003791.

4. *Prokhorenko V., Ivashchuk V., Korsun S.* Adaptive Kinetic Antenna, Proc. 11th Internation-al Conference on Ground Penetrating Radar, June 19-22, 2006, Columbus Ohio, USA, pp. 119-122.

5. *Prokhorenko V., Ivashchuk V., Korsun S.* Ground Penetrating Radar Survey in Podil'lya Karst Area (Ternopil Region, Ukraine), Proc. 11th International Conference on Ground Penetrating Radar, 2006, Columbus Ohio, USA, pp.123-125.

6. *Prokhorenko V., Ivashchuk V., Korsun S.* An Inertial Measurement Unit Application for a GPR Tracking and Positioning, Proc. 12th International Conference on Ground Penetrating Radar, 2008, Birmingham, UK, pp.79-82.

7. *Prokhorenko V., Ivashchuk V., Korsun S.* Ground Penetrating Radar VIY-2, IEEE AES Magazine, vol. 20, No. 7, 2005, pp. 16-18.

8. *Yanovsky F.J. , Sinitsyn R.B*, Ultrawideband Signal Processing Agorothms for Radars and Sodars, Proc. Third International Conference on Ultrawideband and Ultrashort Impulse Signals, Sevastopol, Ukraine, 2006, pp. 66-71.

9. *Sinitsyn R.B., Beletsky A.Y., Yanovsky F.J.* Noise signal for sodar application. "Prikladnaya Radioelectronica"(Applied Radioelectronics), T.3, No 4, pp. 35-38.

10. *Yanovsky F.J., Kharchenko V.P., and Ligthart L.P.* Wideband radar remote sensing of the atmosphere: Data interpretation problem. Invited paper. IEEE 2004 Second International Workshop “Ultrawideband and ultrashort impulse signals”.Proceedings. Sevastopol, Ukraine, 2004, pp. 42-47.

11. *Sinitsyn R.B., Yanovsky F.J.* Signal Processing Algorithms for Ultrawideband Noise Radar, Proceedings International Radar Symposium IRS 2007, Cologne, Germany, 2007, pp. 83-88.

12. *Yanovsky F. J.* Millimeter Wave Radar: Principles and Applications, In the book: Millime-ter Wave Technology in Wireless PAN, LAN, and MAN, Editors: Shao-Qiu Xiao, Ming-Tuo Zhou, Yan Zhang, Chapter 10, pp.305-376, ISBN: 9780849382277, Auerbach Publications CRC Press, 2008, 464pp.

УДК 621.396.96

Ф.Й. Яновський, доктор технічних наук
(Національний авіаційний університет, Україна)

ДОППЛЕРІВСЬКО-ПОЛЯРИМЕТРИЧНІ СИСТЕМИ ДИСТАНЦІЙНОГО ЗОНДУВАННЯ АТМОСФЕРИ НАСТУПНОГО ПОКОЛІННЯ

Створено методологічних та науково-технічні основи нового покоління багатофункціональних допплерівсько-поляриметричних систем дистанційного зондування атмосфери, розроблені методи і алгоритми, необхідні для створення першого вітчизняного метеорологічного радіолокатора (МРЛ), який за своїми функціями і показниками повинен перевершувати кращі світові зразки.

Вступ. Розробка дослідницьких зразків допплерівсько-поляриметричних (ДП) метеорологічних радіолокаторів у Великій Британії, США, Німеччині та Нідерландах і експериментальні вимірювання, виконані протягом останніх років довели, що ДП підхід має незрівнянно більші можливості порівняно із «звичайними» когерентними МРЛ, наприклад, NEXRAD (WSR-88D), мережі яких зараз покривають всю територію США і багато інших країн, не говорячи уже про некогерентні МРЛ, які ще досі експлуатуються в Україні. Тому США зараз реалізують програму модернізації своїх WSR-88D з метою надання цим допплерівським МРЛ поляриметричних властивостей. Але природна багатопараметричність ДП підходу ускладнює обробку та інтерпретацію даних при збереженні традиційних підходів. Реалізація великих потенційних можливостей ДП МРЛ можлива тільки при розробці науково обґрунтованих оптимізованих і автоматизованих методів зондування, обробки сигналів та інтерпретації даних при виконанні різних функцій багатофункціональними ДП МРЛ. Це і визначає проблематику дослідження, об’єктом якого є мікрохвильове дистанційне зондування атмосфери, зокрема допплерівсько-поляриметрична система дистанційного зондування для одержання діагностичної і прогностичної інформації про мікроструктуру та динамічний стан хмар і опадів, наявність і характеристики небезпечних метеорологічних об’єктів і явищ. Предмет дослідження – новітні методи і технічні рішення розв’язання зворотних задач дистанційного зондування атмосфери для одержання діагностичної і прогностичної інформації про мікроструктуру і динамічний стан хмар і опадів, наявність і характеристики небезпечних метеорологічних об’єктів і явищ в зоні відповідальності системи.

Загальна фундаментальна проблема, на вирішення якої спрямовано роботу полягає у розширенні функціональних можливостей дистанційного зондування та підвищенні достовірності і точності інформації про характеристики навколишнього середовища в заданій зоні огляду. При цьому розв’язується конкретна фундаментальна задача: розробити науково-технічні основи побудови допплерівсько-поляриметричних імпульсних систем дистанційного зондування атмосфери із близькою до оптимальної цифровою когерентною просторово-часовою обробкою сигналів в ортогонально-поляризаційному базисі, методи і засоби кількісного вимірювання основних радіометеорологічних характеристик, виявлення небезпечних метеорологічних явищ та оцінки їх інтенсивності при заданій достовірності інформації.

Мета роботи. Метою роботи є теоретичне та експериментальне обґрунтування науково-технічних рішень багатофункціональних допплерівсько-поляриметричних систем для дистанційного зондування атмосфери, що спрямовані на створення першого вітчизняного наземного імпульсного допплерівсько-поляриметричного метеорологічного радіолокатора (ДП МРЛ) з функціональними можливостями і потенціальними характеристиками, що перевершують кращі відомі розробки за критерієм «вартість-якість».

Основні завдання, які необхідно вирішити для досягнення основної мети:

– розробка базових математичних моделей ДП дистанційного зондування опадів і хмар з урахуванням мікроструктури об’єкту, режиму зондування, параметрів радіолокатора, динамічних характеристик навколишнього середовища і завад;

– теоретичний аналіз і моделювання зв'язку множини вимірюваних ДП змінних з різ-

ними характеристиками об'єктів дослідження при різних умовах спостереження;

– обґрунтування вибору несних частот та інших параметрів зондувальних сигналів;

– експериментальні дослідження з метою верифікації моделей і визначення оптимальних сукупностей ДП параметрів для одержання корисної інформації про об'єкт дослідження;

– розробка алгоритмів когерентної цифрової просторово-часової обробки сигналів;

– розробка алгоритмів вимірювання параметрів ДП метеорологічних сигналів;

– розробка методів та алгоритмів автоматичної класифікації типу гідрометеорів;

– розробка методів та алгоритмів виявлення зон турбулентності та зсуву вітру;

– розробка методів та алгоритмів виявлення зон граду та імовірного обледеніння літаків;

– дослідження доцільності поєднання ДП МРЛ з пасивними засобами дистанційного виявлення зон підвищеної електричної активності та передгрозового стану;

– розробка алгоритмів і структур ефективних систем компенсації пасивних завад;

– розробка принципів і методів підвищення інформаційних можливостей за рахунок спільного використання інформації радіо- і акустичних метеорологічних локаторів;

– створення експериментального зразка приймально-передавального тракту ДП МРЛ;

– натурні дослідження експериментального зразка ДП МРЛ;

– розробка рекомендацій щодо впровадження концепції ДП МРЛ і основних запропонованих науково-технічних рішень у розробку прототипу оперативної системи.

Стан досліджень задачі. В Україні і досі використовуються некогерентні МРЛ російського виробництва (Електромаш, Нижній Новгород), які абсолютно не відповідають потребам, фізично і морально застаріли, практично не піддаються модернізації. В а/п Бориспіль нещодавно придбано і встановлено єдиний в Україні допплерівський МРЛ (ДМРЛ), який є комбінацією німецького ДМРЛ METEOR-500C і російського АМРК «Метеоячейка». Оперативні ДМРЛ – це радіолокатори другого покоління. Найпоширеніший у США радіолокатор такого типу – WSR-88D, базова модель якого була створена наприкінці 80х років і постійно модернізується. Розроблені ДП МРЛ на базі WSR-88D випробовуються NOAA і FAA. Сучасні підходи до створення ефективних МРЛ в методологічному відношенні пов'язані саме з ДП системами. В технологічному відношенні – це цифрові твердотільні когерентні системи. В Європейському Союзі виконується незалежна програма створення ДП МРЛ COST 75. Наразі в Нідерландах, Великій Британії та Германії функціонують лише дослідницькі ДП МРЛ (Chilbolton в Англії, DARR і TARA у Нідерландах). В цих умовах перед Україною постає альтернатива: або 1) купувати дорогі і морально застарілі ДМРЛ за кордоном, або 2) створювати вітчизняні ДП МРЛ системи, що можуть коштувати державі значно менше і мати кращі характеристики. Введення в дію одного німецького (неполяриметричного!) ДМРЛ METEOR-500C коштує приблизно 2,5 млн USD. Потреба України становить приблизно 50 шт. Отже, на придбання та введення в дію МРЛ METEOR-500C необхідно 125 млн USD. Інтересам держави відповідає другий шлях, для якого є необхідні передумови. Ця робота створює науково-методичну базу і дає обґрунтовану концепцію вітчизняних ДП МРЛ. Це дозволить отримувати великі прибутки не тільки завдяки відмові від придбання імпортних (не найкращих) МРЛ, але й вийшовши на світовий ринок з власними ДП МРЛ. Таке розв'язання проблеми ефективно сприятиме покращенню іміджу України як держави з високим науково-технологічним і організаційно-виробничим потенціалом.

Основні підходи до розв'язання поставлених завдань. Одна з ключових ідей даної роботи базується на відданні переваги розробці нової системи з технічними рішеннями близькими до оптимальних із застосуванням новітніх інформаційних та мікросхемотехнічних технологій замість модернізації існуючих когерентних систем, як це робиться у США. Таким чином, відсутність когерентних МРЛ в Україні з недоліку перетворюється на перевагу, яка дає можливість перескочити через покоління і досягти кращих результатів. При розробці науково-технічних основ побудови ДП МРЛ автор виходить з необхідності забезпечення багатофункціональності у багатопараметричній системі з цифровою просторово-часовою обробкою сигналів в ортогонально-поляризаційному базисі. В той час як допплерівський підхід

дає інформацію про радіальні швидкості розсіювачів, поляриметричний підхід є чутливим до абсолютно інших властивостей, а саме до форми і орієнтації розсіювачів. ДП підхід не є простою сумою двох попередніх підходів, а створює синергетичний ефект, виводячи систему на інший суттєво вищий якісний рівень. Потенціальна наявність великої кількості вимірюваних параметрів дає можливість розвитку і втілення методів зондування і обробки сигналів для реалізації різних функцій системи, включаючи як всі необхідні параметри, які є стандартними для сучасних ДМРЛ, так і низки нових характеристик, які забезпечать достовірну інформацію про всі основні метеорологічні елементи і характеристики, включаючи виявлення зон граду, обледеніння, турбулентності, зсуву вітру з оцінкою інтенсивності цих явищ, а також розпізнавання типу об’єкту (дощ, крупа, крупний град, дрібний град, сніг, мряка, мокрий сніг тощо). Цифрова система з акцентом на програмовану частину (software radar) буде дуже дружньою для користувача і дозволить легко поєднувати ДП МРЛ в мережі різного рівня в тому числі і за допомогою сучасних засобів телекомунікацій (wireless). Алгоритми цифрової просторово-часової обробки сигналів дозволять створити ефективні системи компенсації відбиттів від місцевих предметів і завадових повітряних об'єктів з придушенням понад 40 дБ. При цьому буде передбачена реалізація такої обробки на сучасній елементній базі, зокрема, на високопродуктивних сигнальних процесорах зі швидкодією понад 300 МГц або на програмованих багатоканальних логічних інтегральних схемах. В ході проведення НДР буде обґрунтовано вибір частоти випромінювання, яка забезпечить компроміс між перевагами діапазонів X та S і навіть mm діапазону для покращення роботи по хмарах, що є суттєвим для актуальних кліматологічних застосувань. Тому не виключається можливість створення багаточастотної системи.

Результати роботи. В результаті виконання роботи створюються методологічні та науково-технічні основи багатофункціональної допплерівсько-поляриметричної системи дистанційного зондування атмосфери нового покоління. В процесі виконання дослідження отримані наступні наукові результати.

1. Теоретично доведений і експериментально підтверджений при зондуванні дощів закон монотонної залежності ДП параметрів – диференціальної допплерівської швидкості і нахилу спектральної диференціальної відбиваності від допплерівської частоти.

2. Концепція багатофункціонального допплерівсько-поляриметричного дистанційного зондування метеорологічних об’єктів для отримання інформації про мікроструктуру об’єкта і характеристики вітру в ньому.

3. Теорія допплерівсько-поляриметричного дистанційного зондування крапельних опадів мікрохвильовими радіолокаторами.

4. Математичні моделі зв'язку допплерівсько-поляриметричних вимірюваних параметрів з характеристиками мікроструктури і параметрами динаміки (вітер, турбулентність) метеорологічних об’єктів з урахуванням інерційності розсіювачів, режиму зондування, характеристик радіолокатора, особливостей обробки сигналів.

5. Нові методи:

- дистанційного виявлення зон граду з оцінкою максимальних розмірів градин за даними допплерівсько-поляриметричного спостереження зони огляду;
- дистанційного виявлення зон імовірного обледеніння літаків з оцінкою інтенсивності обледеніння за даними допплерівсько-поляриметричного спостереження зони огляду;
- дистанційного виявлення зон небезпечної турбулентності з оцінкою її інтенсивності за даними допплерівсько-поляриметричного спостереження зони огляду;
- дистанційного виявлення зон небезпечного зсуву вітру в горизонтальній та вертикальній площинах з оцінкою його інтенсивності за даними допплерівсько-поляриметричного спостереження зони огляду;
- автоматичної селекції сигналів, відбитих від метеорологічних об’єктів на фоні відбитків від земної поверхні при здійсненні спостережень за допомогою допплерівсько-поляриметричної системи дистанційного зондування;
- автоматичного розпізнавання типу гідрометеорів за даними допплерівсько-

поляриметричного дистанційного зондування.

6. Границі застосовності, можливості та обмеження методів ДП дистанційного зондування атмосфери наземного базування.

7. Оцінки ефективності розроблених методів і алгоритмів.

Створена науково-технічна продукція за своїм науковим рівнем та основними показниками повністю відповідатиме або перевершує світовий рівень, що доведено публікаціями результатів роботи у відомих міжнародних виданнях [1], [2], [3], [4], [5], [6], [7], [8], [9], [10],[11].

Висновки. Створена концепція розробки вітчизняної багатофункціональної ДП МРЛ. Нова ДП МРЛ система є методична базою для надання послуг з метеорологічного забезпечення користувачів у різних галузях економіки (авіація, енергопостачання, сільське господарство, наземний транспорт, мореплавство, риболовство тощо). Вона має розглядатися як ефективний засіб виробництва при розробці метеорологічних прогнозів та здійсненні авіаційних перевезень в складних метеоумовах. Запропонована концепція може стати основою новітніх технологій при розробці, виробництві та експлуатації нового покоління наземних ДП МРЛ та метеорологічних систем і мереж.

Впровадження МРЛ викличе необхідність підготовки у ВНЗ спеціалістів з їх розробки, виробництва і експлуатації, а також у системі підвищення кваліфікації та післядипломної освіти.

Список літератури

1. *Кулик Н.С., Харченко В.П., Луцкий М.Г., Кучер А.Г., Яновский Ф.И.* и др. Энциклопедия безопасности авиации. – К.: Техніка, 2008. – 1000 с. (Російською мовою)

2. *Yanovsky F. J.* Millimeter Wave Radar: Principles and Applications, In book Millimeter Wave Technology in Wireless PAN, LAN, and MAN, Ch. 10, pp.305-376, ISBN: 9780849382277, Auerbach Publications CRC Press, 2008, 464 pp.

3. *Nosich A.I., Poplavko Y.M., Vavriv D.M., Yanovsky F.J.* Microwave in Ukraine. IEEE Microwave Magazine, December, 2002, pp. 82-90.

4. *Yanovsky F.J., Prokopenko I.G., and Ligthart L.P.* Adaptive algorithms for radar detection of turbulent zones in clouds and precipitation. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, Vol. 39, No1, 2003, pp. 357-367.

5. *Yanovsky F.J.*, Polarimetric Technique for Aircraft Icing Alert Using Airborne Radar. Proceedings of the European Radar Conference EuRAD 2004, Amsterdam, 2004, pp. 33-36.

6. *Yanovsky F.J., Russchenberg H.W.J., and Unal C.M.H.* Retrieval of Information About Turbulence in Rain by Using Doppler-Polarimetric Radar. IEEE Transactions on Microwave Theory and Techniques, Feb., Vol. 53, No 2, 2005, pp. 444 – 450.

7. *Sinitsyn R.B., Beletsky A.J., Yanovsky F.J.* Noise Signal for Sodar Applications. Applied Radio Electronics, Vol.4, No1, 2005, pp. 107-110.

8. *Yanovsky F. J., Prokopenko I. G., Ligthart L. P.* Radar turbulence detection: statistical synthesis and experimental check of adaptive algorithms. Proc. SPIE Vol. 6159, 322-329.

9. *Ostrovsky Ya. P., Yanovsky F. J.*, Precipitation and Turbulence Intensity Classification Based on the Polarimetric Doppler Radar Data Analysis, “Telecommunications and Radio Engineering”, Volume 65, 2006, Issue 12, pp. 1077-1085.

10. *Al-Lawama A., Malkawi S., Al-Odienat A., F. Yanovsky.* Models for Mixed Ensemble of Hydrometeors and their Use in Calculating the Total Random Cross Section of a Resolution Volume Filled by Random Scatterers, “American Journal of Applied Sciences”, Vol. 5, 2008, No 12, pp. 1764-1768.

11. *Marchuk V. V., Yanovsky F. J.* The Doppler-Polarimetric Parameters of Turbulence in Precipitation Zone, “Telecommunications and Radio Engineering”, Volume 66, 2007, Issue 5, pp. 441-451.

УДК 681.3.07

А.Я. Белецкий, проф.
(Национальный авиационный университет, Украина)

СИММЕТРИЧНЫЙ БЛОЧНЫЙ *RSB* КРИПТОАЛГОРИТМ

Предлагается достаточно гибкий к изменению параметров шифрования (размеров ключей и элементов нелинейной замены) симметричный блочный криптоалгоритм. В шифраторе реализованы раундовые преобразования, разбитые на определенное число шагов, а действие алгоритма осуществляется над блоками открытого или закрытого текстов, причем размер базового раундового ключа (как элемента общего ключа) составляет 32 бита.

Несмотря на многообразие существующих криптографических систем, сохраняет актуальность разработка новых более гибких алгоритмов шифрования. Один из возможных вариантов построения ***RSB*** шифратора рассматривается в данном докладе [1, 2]. ***RSB*** (***Rou****nd,* ***S****tep,* ***B****lock*) – это итерационный блочный шифр, который доставляет уникальную возможностью по изменению как размеров секретных ключей, так и числа шагов (раундов) шифрования. Отличительная особенность алгоритма состоит в том, что в нем используется функция шифрования типа *скользящего кодирования,* которая обеспечивает не только глубокое перемешивание открытого текста, но и участвует в формировании *блочного раундового ключа* (определение дается ниже) для очередного шифруемого блока. Тем самым все преобразования, выполняемые криптоалгоритмом, становятся зависимыми не только от секретного ключа, но и от шифруемых данных, т.е. относятся к классу «управляемых операций криптопреобразования», или «управляемых криптопримитивов» [3]. Структурная схема ***RSB*** алгоритма показана на рис. 1.

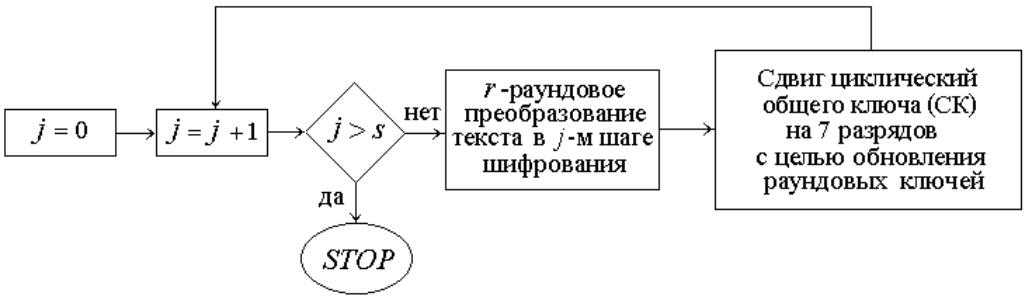


Рис.1. Обобщенная структурная схема ***RSB*** криптоалгоритма

Данная схема отображает процесс преобразования текстов как на этапе зашифрования, так и расшифрования (естественно – с учетом выполнения требований обратимости преобразований). Поэтому в дальнейшем мы ограничимся в основном пояснением организации процесса зашифрования открытого текста. Основные параметры ***RSB*** криптоалгоритма таковы: размер блока шифрования 256 бит; длина раундового ключа 32 бита; длина общего (шагового) ключа равна $32 \cdot r$, $r = 1, 2, ...$; число шагов шифрования $s = 1, 2, ...$; общее число раундов шифрования $r \cdot s$; размер элементов скользящего кодирования - 32 бита; размер элементов нелинейной замены 8 бит. Длина шифруемого блока легко может быть перестроена до размера $N = 32 \cdot k$, где $k = 2^l$, $l \geq 1$.

Перед началом процедуры зашифрования входной открытый текст разбивается на блоки, размер которых выбран равным 256 битам. Если последний блок оказался меньше выбранного размера, то он дополняется (пробелами) до полного блока. Назовем такой текст *расширенным файлом*. Объем расширенного файла в ходе зашифрования не меняется, поэтому объем шифротекста всегда будет кратным размеру блока. Алгоритм раундового зашифрования текста представлен на рис. 2, где обозначено: *RC* (*Round Code*) – операции зашифрова-

ния текста раундовым ключом (подключом общего ключа); RK_{ji} – i - й базовый раундовый ключ на j - м шаге зашифрования.

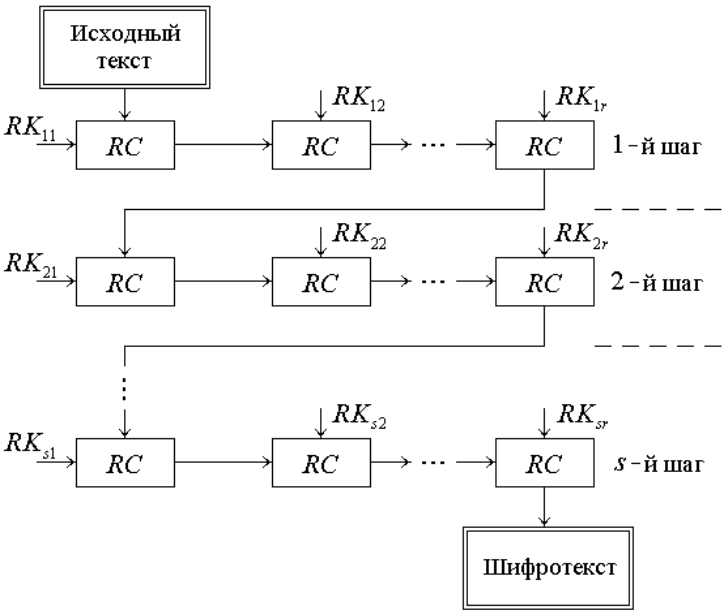


Рис. 2. Структурная схема ***RSB*** алгоритма в режиме зашифрования

Каждый раунд зашифрования ***RSB*** алгоритма включает следующую совокупность последовательно выполняемых криптографических примитивов:

- стохастическая круговая прокрутка шифруемого блока;
- скользящее кодирование 32-разрядных элементов блока;
- стохастическая нелинейная подстановка (замена) байтов блока;
- стохастическая перестановка элементов (слов) блока.

Перечисленные выше преобразования параметризуются с помощью блочного раундового ключа, компоненты которого приведены на рис.3.

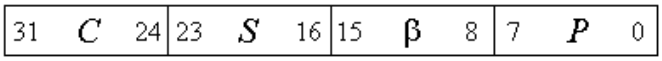


Рис. 3. Структурная схема раундового ключа

Блочные раундовые ключи меняются каждый раз при переходе к очередному преобразуемому блоку. Такая модификация ключей достигается за счет операции скользящего кодирования текста, содержащегося в предыдущих блоках. В силу отмеченной особенности 32-разрядные компоненты общего ключа шифрования выше названы *базовыми раундовыми ключами*, а результат их преобразования функцией скользящего кодирования будем называть *блочными раундовыми ключами.* Для первого блока шифруемого текста блочный раундовый ключ совпадает с базовым.

Далее приводится более подробное описание основных криптографических примитивов.

Посредством операции **стохастической круговой прокрутки** осуществляется циклический сдвиг шифруемого блока на случайное нечетное число, которое задается восьмиразрядным двоичным байтом ***C*** (рис. 3). Семь старших разрядов этого байта считываются из сектора ***C*** блочного раундового ключа, причем в младший разряд кодовой комбинации принудительно записывается единица. Тем самым код, которым определяется порядок циклического сдвига блока, будет содержать нечетное число в интервале от 1 до 127.

Операция **скользящего кодирования** выполняет в ***RSB*** криптоалгоритме двойную роль. Во-первых, она обеспечивает достаточно глубокое *перемешивание* преобразуемого текста, цель которого состоит в том, чтобы сделать как можно более сложной зависимость меж-

ду ключом и шифротекстом. И, во-вторых, с помощью такой операции осуществляется модификация блочных раундовых ключей, под управлением которых выполняются функциональные преобразования блоков текста, начиная со второго.

В ***RSB*** шифре реализованы два типа скользящего кодирования: лево- и правостороннее, причем *левостороннее скользящее кодирование* применяется на нечетных раундах шифрования, а *правостороннее* – на четных раундах. Алгоритм левостороннего скользящего кодирования (процесс преобразования текста осуществляется по направлению слева направо) на этапе зашифрования и расшифрования первого блока показанна рис. 4 и 5 соответственно.

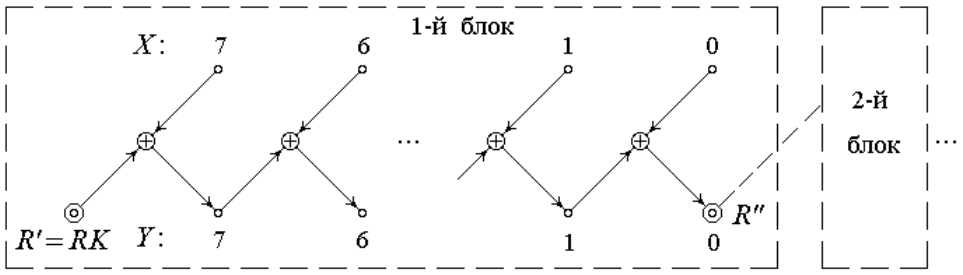


Рис. 4. Структурная схема алгоритма прямого левостороннего скользящего кодирования

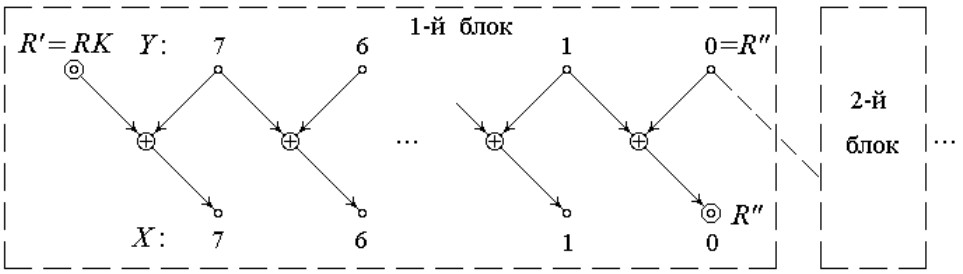


Рис. 5. Структурная схема алгоритма обратного левостороннего скользящего кодирования

Обратим внимание на то, что предлагаемые схемы скользящего кодирования являются ничем иным, как преобразованиями Грея «наоборот», т.е. прямое скользящее кодирование представляет собой обратное преобразование Грея, тогда как обратное скользящее кодирование реализуется схемой прямого преобразования Грея.

Кроме левостороннего, используемого на нечетных шагах шифрования, в ***RSB*** алгоритме применяется также правостороннее скользящее кодирование (для тех же целей, что и левостороннее, только применяется на четных шагах шифрования); при этом процесс преобразования шифруемого текста осуществляется по направлению справа налево. Последняя отмеченная особенность ***RSB*** шифра является уникальной, не встречающейся ни в одном из известных блочных криптографических алгоритмов.

Схема построения S - боксов, посредством которых реализуются операции **нелинейной замены** байтов $\boldsymbol{x}$ в ***RSB*** алгоритме, наследует основные черты S - боксов, принятых в ***AES*** шифре [4], и имеет вид:

$$\boldsymbol{y = (x \oplus S)^{-1} M \oplus \beta,}$$

где $\boldsymbol{S}$ и $\boldsymbol{\beta}$ – байты блочного раундового ключа, показанного на рис. 3; $\boldsymbol{M}$ – инволютивная матрица преобразования; $\boldsymbol{a}^{-1}$ – восьмиразрядный элемент (байт), мультипликативно обратный байту $\boldsymbol{a}$ над выбранным неприводимым двоичным полиномом, в качестве которого выбран полином восьмого порядка

$$\varphi(x) = x^8 + x^4 + x^3 + x + 1 .$$

Операция **стохастической перестановки** осуществляется в ***RSB*** шифре табличным способом, т.е. для заданного номера ячейки байта $\boldsymbol{x}$ из таблицы извлекается номер ячейки

$\boldsymbol{y}$, в который перемещается байт под номером $\boldsymbol{x}$. Адрес $\boldsymbol{A}$ одной из 16-ти перестановочных таблиц содержится в секторе P блочного раундового ключа RK (рис. 3) и образуется по правилу:

$$P = p_1 \,||\, p_2 \Rightarrow \boldsymbol{A} = \oplus \begin{matrix} p_1 \\ p_2 \end{matrix} ,$$

где p_1 и p_2 - полубайты сектора P.

В сложившейся практике построения симметричных блочных криптографических алгоритмов в пределах раунда все блоки щифруемого текста подвергаются одинаковым преобразованиям. С одной стороны это обеспечивает возможность параллельной обработки информации, что повышает скорость шифрования. Вместе с тем если, например, в открытом тексте присутствуют одинаковые блоки, то одинаковыми будут также эти блоки после зашифрования, что облегчает работу криптоаналитиков. Отмеченный недостаток классических блочных шифраторов устраняется ***RSB*** технологией за счет применения двунаправленного скользящего кодирования, посредством которого каждый шифруемый блок текста становится управляемым своим индивидуальным блочным раундовым ключом, зависящим не только от базового раундового ключа, но и всего текста, предшествующего преобразуемому блоку.

Выводы. Предлагаемый ***RSB*** алгоритм закладывает реальную основу разработки принципиально новой технологии симметричной блочной криптографической защиты информации в компьютерных сетях. ***RSB*** криптоалгоритм допускает динамичное управление в широком диапазоне такими параметрами шифрования, как размер блока, длина общего секретного ключа и число шагов (а, следовательно, и раундов) криптографических преобразований. Реализация подобного проекта позволит существенно повысить криптостойкость систем шифрования (в основном за счет стохастичности основных криптографических примитивов) по сравнению с уже существующими продуктами.

Стохастичность операций ***RSB*** шифрования обеспечивается не только выбором случайных базовых раундовых ключей, но и домешиванием в локальные раундовые ключи криптографически преобразуемых (в силу чего приобретающих стохастические свойства) 32–битных элементов шифруемого текста.

Высокую скорость шифрования в ***RSB*** технологии можно обеспечить за счет табличных и параллельных способов выполнения основных алгебраических преобразований, а также за счет аппаратной реализации на платформах с 32-х или 64-разрядными шинами.

Эффективность ***RSB*** алгоритма зашифрования, оцениваемая стандартным пакетом статистической оценки качества шифраторов ***NIST STS*** (которая приводится в докладе), оказалось на уровне не ниже, а в отдельных случаях превышающем эффективность широко используемых стандартов криптографической защиты, таких как ***DES***, ***ГОСТ***, ***AES*** и др.

Список литературы

1. *Белецкий А.Я., Белецкий А.А.* Симметричный блочный RSB-32 криптоалгоритм. – К.: Захист інформації, № 2, 2006. – С. 38–51.

2. *Белецкий А.Я., Белецкий А.А., Кузнецов А.А.* Семейство симметричных блочных RSB криптографических алгоритмов с динамически управляемыми параметрами шифрования // Електроніка та системи управління, № 1(11), 2007. – С. 5–16.

3. *Молдавян А.А., Молдавян Н.А.,Гуц Н.Д., Изотов Б.В.* Криптография: скоростные шифры. – СПб: БХВ-Петербург, 2002. – 496 с.

4. *Зензин О.С., Иванов М.А.* Стандарт криптографической защиты AES. Конечные поля. – М.: КУДИЦ-ОБРАЗ, 2002. – 176 с.

УДК 681.3.07

А.Я. Белецкий, проф.
(Национальный авиационный университет, Украина)

ПОТОЧНЫЙ *SPB* КРИПТОАЛГОРИТМ

Предложен алгоритм синхронного поточного шифрования компьютерных данных, в основу формирования гаммы-функции которого положен принцип стохастического перемешивания элементов 128-битного секретного ключа. Криптографическое преобразование элементов гамма-функции включает операции стохастической прокрутки, нелинейной подстановки и перестановки байтов поточного ключа шифрования.

При шифровании больших объемов данных в реальном времени (таких, например, как речь или «живое видео») применяются *поточные* криптографические системы (шифры, генераторы). Суть поточных шифров заключается в сложении по модулю 2 битов потока ключей с битами сообщений. В современных криптосистемах поток ключей генерируется из короткого основного (*базового*) ключа с помощью однозначно определенных детерминированных алгоритмов, осуществляющих процедуру *разворачивания ключа*.

Поточные шифры принято разделять на *синхронные* и *самосинхронизирующиеся* (или *асинхронные*). В синхронных поточных криптоалгоритмах шифрующий ключ (*гаммирующая функция* или *гамма*) формируется независимо от входной последовательности, каждый элемент (бит, байт и т.п.) которой таким образом шифруется независимо от других элементов. Если же поточный ключ зависит от исходных данных и результата их шифрования, то шифрование называют самосинхронизирующимся. Большинство реализаций поточного шифрования являются синхронными.

К настоящему времени разработано большое количество разнообразных по способу генерирования псевдослучайных последовательностей (ПСП) и техническим характеристикам поточных генераторов [1–3]. В поточных шифрах, в отличие от блочных, осуществляется, как правило, последовательное поразрядное шифрование потока данных. Реже используются поточные шифры, в которых элементом шифрования выступают байты (или другие по размеру блоки) входного текста.

В докладе анализируется синхронный ***SPB*** поточный криптографический алгоритм, размер секретного ключа в котором составляет 128 бит. Отличительная особенность ***SPB*** генераторов состоит в том, что за один шаг шифрования в системе формируется блок гаммы длиною 128 бит, образующейся в результате стохастических операций нелинейной подстановки (***S****ubstitution*) и перестановки (***P****ermutation*), дополненные стохастической прокруткой блока (***B****lok*) поточной гамма-функции. Схема функционирования алгоритма показана на рис. 1.

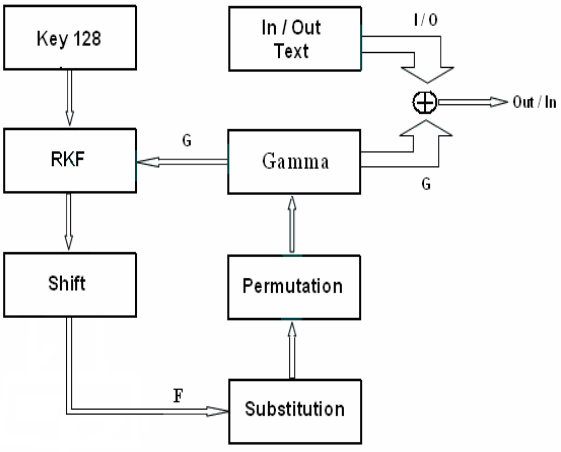


Рис. 1. Обобщенная структурная схема поточного *SPB*-шифратора

Основу алгоритма составляют шенноновские криптопримитивы подстановок и перестановок (*Substitution – Permutation*), дополненные операцией стохастического циклического сдвига (*Shift*). На этапе инициализации шифратора секретный 128-битный ключ (***Key*** 128) размещается в регистре ключевого поля ***RKF***. В блоке ***Shift*** осуществляется круговой сдвиг содержимого регистра ***RKF*** на нечетное число $\boldsymbol{Z} \in [1,63]$, которое вычисляется следующим образом. Все 16 байтов регистра ***RKF*** поразрядно суммируются по mod 2 и в младший разряд результирующего байта ***B*** заносится 1 (для обеспечения нечетности). Младшие шесть разрядов байта ***B*** как раз и определяют значение параметра прокрутки $\boldsymbol{Z}$.

Нелинейная подстановка реализуется по классической схеме и отвечает преобразованию байтов $\boldsymbol{x}$ регистра ключевого поля соотношением

$$\boldsymbol{y} = (\boldsymbol{x}^{-1} \cdot \boldsymbol{A})_2,$$

где $(a)_2 = a \bmod 2$ – операция приведения результатов матричных вычислений к остатку по $\bmod 2$; $\boldsymbol{x}^{-1}$ – мультипликативное обратное значение байта $\boldsymbol{x}$ над неприводимым полиномом g, двоичная форма которого имеет вид

$$g = 100011101;$$

и, наконец, $\boldsymbol{A}$ - невырожденная в кольце вычетов по mod 2 матрица, в качестве которой выбрана матрица

$$\boldsymbol{A} = \begin{bmatrix} 1 & 1 & 0 & 0 & 1 & 1 & 1 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 1 & 1 & 1 & 0 & 1 & 0 & 1 \\ 1 & 0 & 1 & 0 & 1 & 0 & 0 & 1 \\ 1 & 0 & 1 & 1 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 1 & 1 & 1 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 1 & 1 & 0 & 1 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 1 \end{bmatrix}.$$

Выводы. Испытания, проведенные с использование пакета ***NIST STS*** [4], подтвердили высокое качество статистических свойств псевдослучайных последовательностей, формируемых предлагаемым поточным шифратором. Разработанный ***SPB*** алгоритм имеет четкую и ясную структуру, достаточно простой как в программной, так и аппаратной реализациях, доставляет высокую скорость криптогафических преобразований и может быть рекомендован для разработки систем поточного шифрования.

Список литературы

1. *Асосков А. В., Иванов М. А., Мирский А. А. и др.* Поточные шифры. – М.: КУДИЦ-ОБРАЗ, 2003. – 336 с.
2. *Шнайер Б.* Прикладная криптография. Протоколы, алгоритмы, исходные тексты на языке СИ. – М.: Изд-во Триумф, 2003. – 816 с.
3. Поточные шифры. Результаты зарубежной открытой криптологии. – 390 с.

   http://www.ssl.stu.neva.ru/psw/crypto.html
4. Random Number Generation and Testing. http://www.csrc.nist.gov/rng/

УДК 681.3.07

А.А. Белецкий, м.н.с.
(Национальный авиационный университет, Украина)

ГИБКОЕ УПРАВЛЕНИЕ БАЗОВЫМИ РАУНДОВЫМИ КЛЮЧАМИ В СИММЕТРИЧНОМ БЛОЧНОМ *RSB* КРИПТОАЛГОРИТМЕ

Приводится алгоритм квазистохастической модификации базовых раундовых ключей, являющихся компонентами мастер-ключа ***RSB*** *шифратора.*

Как правило, в известных блочных шифрах ключ шифрования используется по детерминированному расписанию, т.е. на заданных шагах шифрования используются одни и те же подключи (раундовые ключи) для всех преобразуемых блоков данных [1]. Однако, в силу того факта, что криптоаналитику известна последовательность использования подключей, для повышения криптостойкости необходимо увеличивать число раундов зашифрования. Последнее обстоятельство затрудняет возможность получения высоких скоростей шифрования.

Для построения скоростных программных шифров была предложена идея использования псевдослучайных выборок из ключа шифрования [2]. Криптосхемы с подобной недетерминированной выборкой подключей характеризуются тем, что элементы ключа выбираются в зависимости от структуры ключа шифрования. Для шифров, основанных на подобной схеме функционирования, расписание выборки подключей не является предопределенным, что является существенным фактором повышения стойкости шифрования. За счет этого количество раундов шифрования может быть уменьшено и тем самым повышена скорость шифрования. Шифры, в которых алгоритмы криптопреобразования формируются в зависимости от секретного ключа, называются гибкими или недетерминированными.

RSB – это итерационный блочный шифр, который доставляет уникальную возможностью по изменению как размеров блоков шифруемых данных, так и секретных ключей, а также числа шагов (и, соответственно, раундов) шифрования [3, 4]. Общий ключ в ***RSB*** шифре образуется конкатенацией (объединением) $\boldsymbol{r}$ 32-разрядных базовых раундовых ключей. При условии, что число шагов шифрования $\boldsymbol{s}$ больше единицы, за счет циклического (кругового) сдвига на семь разрядов влево (рис. 1) происходит частичное обновление общего ключа и процедура криптографического преобразования шифруемого текста на очередном шаге зашифрования осуществляется под управлением модифицированного общего ключа.

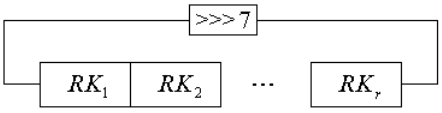


Рис. 1. Схема модификации шагового ключа шифрования

Очевидно, что схема модификации общего ключа шифрования, который мы будем называть также мастер-ключом (***M****aster* ***K****ey*), представленная на рис. 1, сохраняет детерминированным алгоритм изменения этого ключа. Основная задача, достижение которой ставится в данной работе, состоит в разработке достаточно простого в программной реализации алгоритма квазистохастического (псевдослучайного) перемешивания битов мастер-ключа. В результате такого перемешивания образуются «шаговые» мастер-ключи ($\boldsymbol{MK}_i$), индивидуальные и различные для каждого i - го шага шифрования.

Итак, пусть $\boldsymbol{MK}_0$ – исходный $32\boldsymbol{r}$ -битный общий ключ шифрования, причем параметр $\boldsymbol{r}$ в ***RSB*** алгоритме должен быть четным числом, таким, что $\boldsymbol{r} \geq 4$. Мастер-ключ $\boldsymbol{MK}_i$ для i - го шага зашифрования образуется из мастер-ключа $\boldsymbol{MK}_{i-1}$ предыдущего $(i-1)$ - го шага в результате последовательно выполняемых двух линейных псевдослучайных операций: цик-

лического сдвига ($\boldsymbol{S}$) и перестановки ($\boldsymbol{P}$) элементов общего ключа $\boldsymbol{K}$, а также одной нелинейной операции ($\mathcal{N}$), т.е.

$$\boldsymbol{MK}_i = \mathcal{N}\left\{\boldsymbol{P}_{i-1}\left[\overleftarrow{\boldsymbol{S}}_{i-1}(\boldsymbol{MK}_{i-1})\right]\right\}, \qquad (1)$$

где стрелка над $\boldsymbol{S}$ означает направление кругового сдвига, в данном случае (на этапе зашифрования) – левостороннее.

Нелинейное преобразование $\mathcal{N}$ осуществляется над каждым байтом $\boldsymbol{x}$ ключа $\boldsymbol{MK}$ и наследует основные черты аналогичного преобразования в стандарте ***AES*** [5]

$$\boldsymbol{y} = (\boldsymbol{x}^{-1}\boldsymbol{M})_2, \qquad (2)$$

где: $(\boldsymbol{a})_2$ означает приведение $\boldsymbol{a}$ к остатку по $\bmod 2$; $\boldsymbol{x}^{-1}$ – мультипликативное обратное значение двоичного байта $\boldsymbol{x}$ над неприводимым полиномом $\varphi(x)$ восьмого порядка, в качестве которого принят полином

$$\varphi(x) = x^8 + x^4 + x^3 + x + 1,$$

и, наконец,

$$\boldsymbol{M} = \begin{bmatrix} 0&0&0&0&1&1&1&0 \\ 0&0&0&0&1&1&0&1 \\ 0&0&0&0&1&0&1&1 \\ 0&0&0&0&0&1&1&1 \\ 1&1&1&0&0&0&0&0 \\ 1&1&0&1&0&0&0&0 \\ 1&0&1&1&0&0&0&0 \\ 0&1&1&1&0&0&0&0 \end{bmatrix}$$

– инволютивная матрица преобразования.

Параметры преобразования $\boldsymbol{S}$ и $\boldsymbol{P}$ определяются состоянием байта

$$B_i = \{b_7, b_6, b_5, b_4, b_3, b_2, b_1, b_0\}, \qquad (3)$$

который образуется в результате поразрядного суммирования по $\bmod 2$ всех байтов ключа $\boldsymbol{K}_{i-1}$.

Операцией псевдослучайного циклического сдвига в преобразовании (1) осуществляется стохастический круговой сдвиг влево (для операции зашифрования) общего ключа $\boldsymbol{K}$ на случайное нечетное число, которое задается пятиразрядным двоичным словом $\boldsymbol{S}$. Четыре старших разрядов этого слова считываются из старшего полубайта (3), а в младший разряд слова принудительно записывается единица. Тем самым код, которым определяется порядок циклического сдвига ключа $\boldsymbol{K}$, будет содержать нечетное число в интервале от 1 до 33.

Операция псевдослучайной перестановки элементов ключа $\boldsymbol{K}$ реализуется следующим образом. $32\boldsymbol{r}$-битный ключ $\boldsymbol{K}$ представляется в виде совокупности 16-ти элементов, каждый из которых включает $2\boldsymbol{r}$ битов. Элемент ключа, расположенный в $2\boldsymbol{r}$-битной ячейке, двоичный номер которой обозначим через $\boldsymbol{x}$, перемещается в ячейку под номером $\boldsymbol{y}$, причем

$$\boldsymbol{y} = (\boldsymbol{x}\boldsymbol{M}_p)_2, \qquad (4)$$

где $\boldsymbol{M}_p$ – матрица перестановки, в качестве которой выбирается одна из 16-ти инволютивных двоичных матриц четвертого порядка [6], являющиеся индикаторными матрицами систем функций Уолша 16-го порядка [7].

Структурная схема алгоритма управления общими ключами в четырехшаговом ***RSB*** шифре (выбранного в качестве примера) показана на рис. 2. На схеме приняты такие обозначения: B_i – байт, образованный поразрядным суммированием по $\bmod 2$ всех байтов мастер-ключа $\boldsymbol{MK}_{i-1}$; $\boldsymbol{Cr}_i$ – криптограмма, сформированная из входного текста (***In Text***) на i-м шаге зашифрования.

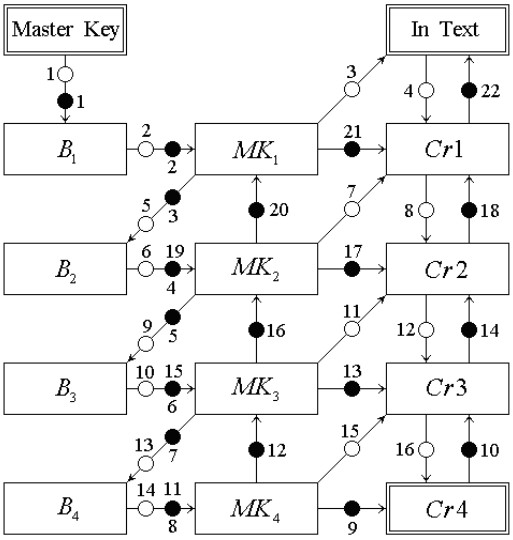


Рис. 2. Структурная схема управления мастер-ключом

Элементы (блоки) структурной схемы объединены направленными ребрами, указывающими направление передачи управления преобразованиями. На ребрах размещены светлые кружочки, символизирующие этапы зашифрования, и темные кружочки, символизирующие этапы расшифрования. Номер этапа указан в окрестности кружочка.

Кратко поясним схему модификации общих ключей для режима зашифрования. В соответствии с рис. 2 на этапе 1 вычисляется байт B_1, с помощью которого (этап 2) из ***Master Key*** преобразованием (1) формируется общий ключ $\boldsymbol{MK}_1$ для первого шага зашифрования (этапы 3 и 4; результатами этих этапов является криптограмма $\boldsymbol{Cr}1$, вычисляемая из ***In Text*** под управлением ключа $\boldsymbol{MK}_1$). После этого из ключа $\boldsymbol{MK}_1$ образуется байт B_2 (этап 5), с помощью которого на этапе 6 сначала формируется ключ $\boldsymbol{MK}_2$, а затем на этапах 7 и 8 вычисляется криптограмма $\boldsymbol{Cr}2$, завершающая второй шаг зашифрования. Аналогично продолжается процесс преобразования входного текста на третьем и четвертом шагах зашифрования.

Возможны два варианта построения алгоритма формирования гибкого расписания для общих ключей в процессе расшифрования. Оба этих варианта предполагают обязательное прохождение этапов с первого по восьмой (для схемы, представленной на рис. 2), причем в первом варианте предусматривается запоминание всех байтов $B_1 - B_4$ и последнего мастер-ключа $\boldsymbol{MK}_4$. На первой ступени расшифрования (этапы 9 и 10) из криптограммы $\boldsymbol{Cr}4$ под управлением общего ключа $\boldsymbol{MK}_4$ восстанавливается криптограмма $\boldsymbol{Cr}3$, а этапами 11 и 12 ключ $\boldsymbol{MK}_4$ преобразуется в ключ $\boldsymbol{MK}_3$. Данное преобразование является обратным преобразованию (1), т.е. в общем случае

$$\boldsymbol{MK}_{i-1} = \vec{\boldsymbol{S}}_i\{\boldsymbol{P}_i[\mathcal{N}(\boldsymbol{MK}_i)]\}. \qquad (5)$$

Уточним преобразование (5) для $i = 4$, в ходе которого на основании B_4 из $\boldsymbol{MK}_4$ формируется ключ $\boldsymbol{MK}_3$. Напомним, что общий ключ $\boldsymbol{MK}_4$ образуется из ключа $\boldsymbol{MK}_3$ в результате выполнения таких действий. Сначала ключ $\boldsymbol{MK}_3$ сворачивается (по схеме поразрядного суммирования) в байт B_4. Младшие четыре разряда байта (3) переписываются в старшие разряды пятибитного регистра $\boldsymbol{S}$, в младшем разряде которого постоянно удерживается единица. Общий ключ $\boldsymbol{MK}_3$ циклически сдвигается влево на нечетное число (содержащееся в регистре $\boldsymbol{S}$) разрядов. После этого $2\boldsymbol{r}$ - битные элементы ключа подвергаются псевдослучайной перестановке (4), матрица $\boldsymbol{M}_p$ которой выбирается по адресу, содержащемуся в четырех старших разрядах байта B_4. И, наконец, завершающей операцией в (1) является нелинейное преобразование $\mathcal{N}$, реализуемое соотношением (2).

Отметим следующие особенности обратного преобразования (5), восстанавливающего ключ $\boldsymbol{MK}_3$. Во-первых, поскольку матрицы преобразований $\boldsymbol{M}$ и $\boldsymbol{M}_p$ являются инволютивными, т.е.

$$\boldsymbol{M}^{-1} \equiv \boldsymbol{M}; \qquad \boldsymbol{M}_p^{-1} \equiv \boldsymbol{M}_p, \tag{6}$$

то операции $\mathcal{N}$ и $\boldsymbol{P}_i$ в (5) выполняются по схемам (2) и (4), как и в преобразовании (1). В самом деле, согласно тождеству (6), обратные преобразования

$$(2): \quad (\boldsymbol{y}^{-1}\boldsymbol{M})_2 = ((\boldsymbol{x}^{-1}\boldsymbol{M})^{-1}\boldsymbol{M})_2 = ((\boldsymbol{x}\boldsymbol{M})^{-1}\boldsymbol{M})_2 = \boldsymbol{x}$$

и

$$(4): \quad (\boldsymbol{y}\boldsymbol{M}_p)_2 = ((\boldsymbol{x}\boldsymbol{M}_p)\boldsymbol{M}_p)_2 = (\boldsymbol{x}\boldsymbol{M}_p^2)_2 = \boldsymbol{x}.$$

Тем самым мы подтвердили, что повторные преобразования (2) и (4) восстанавливают исходное состояние кодовых комбинаций. И, во-вторых, левостороннему круговому сдвигу ($\vec{\boldsymbol{S}}$) в преобразовании (1) отвечает правосторонний сдвиг ($\vec{\boldsymbol{S}}$) в преобразовании (6), что естественно.

Второй вариант гибкого расписания предполагает запоминание мастер-ключей $\boldsymbol{MK}_i$ для всех шагов расшифрования. Такая версия алгоритма доставляет большую скорость расшифрования, но ее реализация сопряжена с увеличением требуемого объема памяти.

Выводы. Недетерминированные (псевдослучайные) шифры, предполагающие гибкое расписание мастер-ключей для различных шагов шифрования, ставят перед криптоаналитиками принципиально новую проблему – алгоритмическую неопределенность, в качестве количественной характеристики которой выступает число различных потенциально реализуемых модификаций алгоритма шифрования. Особый интерес в криптографии представляет шифрующий механизм, в котором операции, зависящие от преобразуемых данных, выполняются над подключами. Такие операции носят название «управляемых». Смысл выполнения управляемых операций над подключами (в ***RSB*** алгоритме – это раундовые подключи) состоит в том, чтобы осуществить модифицирование подключей при шифровании каждого входного блока. В этом случае различные входные тексты будут шифроваться с помощью различных наборов модифицированных значений подключей, что затрудняет вычисление последних.

Список литературы

1. *Молдавян А.А., Молдавян Н.А., Советов Б.Я.* Криптография. – СПб.: Изд-во «Лань», 2001. – 220 с.

2. *Молдавян А.А., Молдавян Н.А*. Псевдовероятностные скоростные блочные шифры для программной реализации // Кибернетика и системный анализ. – Киев, 1997, № 4. – с. 133–141.

3. *Белецкий А.Я., Белецкий А.А.* Симметричный блочный RSB-32 криптоалгоритм. – К.: Захист інформації, № 2, 2006. – С. 38–51.

4. *Белецкий А.Я., Белецкий А.А., Кузнецов А.А.* Семейство симметричных блочных RSB криптографических алгоритмов с динамически управляемыми параметрами шифрования // Електроніка та системи управління, № 1(11), 2007. – С. 5–16.

5. *Зензин О.С., Иванов М.А.* Стандарт криптографической защиты AES. Конечные поля. – М.: КУДИЦ-ОБРАЗ, 2002. – 176 с.

6. *Белецкий А. А .Гибкое расписание формирования базовых подключей в симметричном блочном RSB криптоалгоритме //* Електроніка та системи управління, № 4(18), 2008. – С. 15–20.

7. *Белецкий А. Я.* Комбинаторика кодов Грея. – К.: КВІЦ, 2003. – 506 с.

УДК 519.711/.22(02)

Е.А. Белецкий, м.н.с.
(Национальный авиационный университет, Украина)

ОБОБЩЕННЫЕ ПРЕОБРАЗОВАНИЯ ГРЕЯ И СИСТЕМЫ ФУНКЦИЙ УОЛША

На основании аппарата модульной матричной алгебры и теории колец вычетов по модулю 2 дается изложение алгоритмов и структурных схем формирования обобщенных преобразований Грея и их применения для решения задачи синтеза симметричных систем функций Уолша.

Преобразования Грея являются обобщением понятия кодов Грея. Отличительная особенность кодов Грея состоит в том, что в двоичном пространстве (или в двоичной системе счисления) при переходе от изображения одного числа к изображению соседнего старшего или соседнего младшего числа происходит изменение цифр (1 на 0 или наоборот) только в одном разряде числа [1].

Обозначим разряды числа, представленного в позиционном коде, через $x_{n-1}, x_{n-2}, ..., x_1, x_0$ (старший разряд слева), а разряды того же числа, отвечающего коду Грея, через $y_{n-1}, y_{n-2}, ..., y_1, y_0$, где n – число разрядов в кодовых векторах (комбинациях) $\boldsymbol{x}$ и $\boldsymbol{y}$. Обе системы счисления имеют одинаковое двоичное основание. Введем аббревиатуры $\vec{\text{КГ}}$ и $\vec{\text{ОКГ}}$ – для прямого и обратного кодов Грея левостороннего (классического) соответственно. Младшим (правым) разрядам кодовых векторов приписывается нижний индекс нуль.

Процесс преобразования вектора $\boldsymbol{x}$ в вектор $\boldsymbol{y}$ будем называть прямым, а вектора $\boldsymbol{y}$ вектор $\boldsymbol{x}$ – обратным кодированием (преобразованием) по Грею. Для двоичной системы счисления прямое преобразование Грея имеет вид:

$$y_i = x_{i+1} \overset{2}{\oplus} x_i\,, \quad i = \overline{n-1, 0}\,, \quad x_n = 0\,. \tag{1}$$

Изложение материала целесообразно вести, опираясь на структурные схемы формирования кодов. Для того чтобы придать структурным схемам законченную форму, ограничим (без потери общности) порядок системы уравнений (1), полагая $n = 4$. Тогда

$$\begin{aligned} y_3 &= x_3\ ; \\ y_2 &= (x_3 + x_2)_2\ ; \\ y_1 &= \quad (x_2 + x_1)_2\ ; \\ y_0 &= \quad\quad (x_1 + x_0)_2\ . \end{aligned} \tag{2}$$

Структурная схема, соответствующая алгоритму преобразования (2), показана на рис.1.

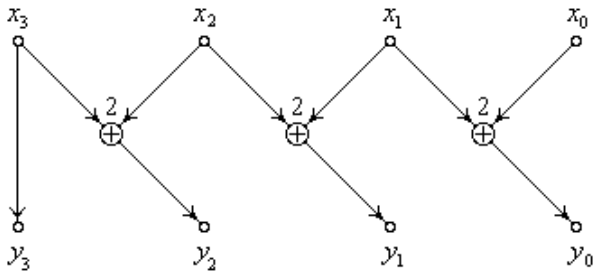


Рис. 1. Структурная схема алгоритма формирования прямого двоичного кода Грея левостороннего

К обратному левостороннему преобразованию Грея приходим, решая обычными алгебраическими приемами систему модульных уравнений (1) относительно разрядов x_i исходной

кодовой комбинации $\boldsymbol{x}$. Так, из соотношений (2), принимая во внимание, что $(-1)_2 = 1$, получим:

$$\begin{aligned} x_3 &= y_3 ; \\ x_2 &= (y_3 + y_2)_2 ; \\ x_1 &= (y_3 + y_2 + y_1)_2 ; \\ x_0 &= (y_3 + y_2 + y_1 + y_0)_2 . \end{aligned} \tag{3}$$

Общая форма обратного левостороннего преобразования Грея имеет вид:

$$x_{n-1-i} = y_{n-1-i} \overset{2}{\oplus} x_{n-i} , \quad i = \overline{0, n-1}, \quad x_n = 0 . \tag{4}$$

Непосредственно от систем уравнений (3) или (4) легко приходим к структурной схеме (рис. 2) четырехразрядного обратного преобразования Грея.

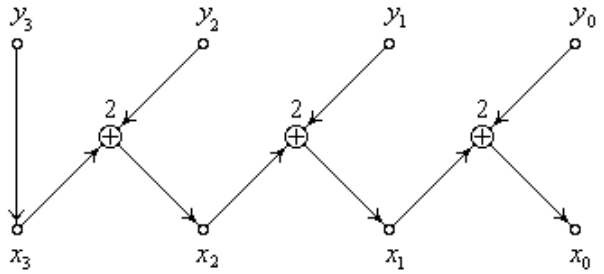


Рис. 2. Структурная схема алгоритма формирования обратного двоичного кода Грея левостороннего

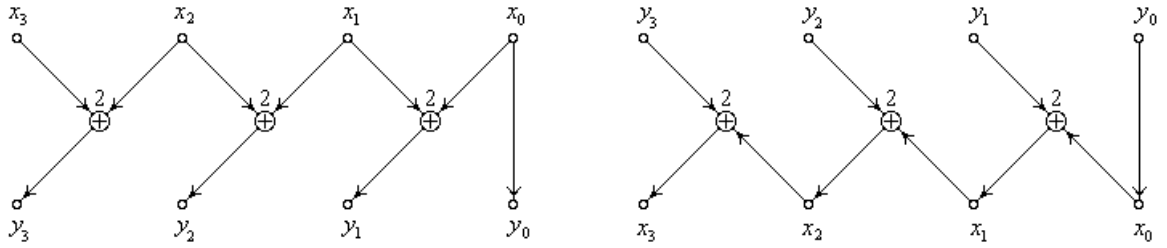
Преобразования (1) и (4) можно представить в матричной форме:

$$\boldsymbol{y} = (\boldsymbol{x} \cdot \underset{\text{КГ}}{\boldsymbol{M}_{\rightarrow}})_2 , \qquad x = (y \cdot \underset{\text{ОКГ}}{\boldsymbol{M}_{\rightarrow}})_2 ,$$

где $\boldsymbol{x}$ и $\boldsymbol{y}$ – вектор-строки двоичного позиционного кода и его изображения по Грею прямому левостороннему соответственно; $(a)_m = a \bmod m$; а $\underset{\text{КГ}}{\boldsymbol{M}_{\rightarrow}}$ ($\underset{\text{ОКГ}}{\boldsymbol{M}_{\rightarrow}}$) – квадратная матрица прямого (обратного) левостороннего преобразования Грея n-го порядка. В частности, для систем уравнений (2) и (3)

$$\underset{\text{КГ}}{\boldsymbol{M}_{\rightarrow}} = \begin{bmatrix} 1 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}; \qquad \underset{\text{ОКГ}}{\boldsymbol{M}_{\rightarrow}} = \begin{bmatrix} 1 & 1 & 1 & 1 \\ 0 & 1 & 1 & 1 \\ 0 & 0 & 1 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}. \tag{5}$$

За более чем пятидесятилетнюю историю своего развития теория кодов Грея претерпела незначительные изменения. По-видимому, оказались вне поля зрения как математиков, так и разработчиков аппаратуры возможности построения кодов, инверсных по направлению формирования классическим кодам Грея. В известных схемах процесс формирования прямых и обратных кодов Грея (рис. 1, 2) развивается слева направо. Вместе с тем можно построить преобразования Грея, обратные по направлению классическому (левостороннему) кодированию [2, 3]. В таком классе преобразований, который назван правосторонним, при прямом и обратном кодировании сохраняется неизменным значение младшего (правого) разряда преобразуемого числа (рис. 3).



а) *б*)

Рис.3. Структурные схемы прямого (*а*) и обратного (*б*) правостороннего преобразований Грея

Правосторонним кодам Грея, являющимся сопряженными левосторонним кодам, отвечают матрицы прямого $\boldsymbol{M}_{\underset{\text{КГ}}{\leftarrow}}$ и обратного $\boldsymbol{M}_{\underset{\text{ОКГ}}{\leftarrow}}$ преобразований (6), образуемые транспонированием матриц левосторонних преобразований Грея $\boldsymbol{M}_{\underset{\text{КГ}}{\rightarrow}}$ и $\boldsymbol{M}_{\underset{\text{ОКГ}}{\rightarrow}}$ соответственно.

$$\boldsymbol{M}_{\underset{\text{КГ}}{\leftarrow}} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 1 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 1 \end{bmatrix}; \qquad \boldsymbol{M}_{\underset{\text{ОКГ}}{\leftarrow}} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 1 & 1 & 0 & 0 \\ 1 & 1 & 1 & 0 \\ 1 & 1 & 1 & 1 \end{bmatrix}. \tag{6}$$

Операторы (матрицы) прямого и обратного лево– и правостороннего преобразований Грея, дополненные единичной матрицей $\boldsymbol{E}$ (или e) и матрицей инверсной перестановки $\boldsymbol{I}$, совместно образуют совокупность простых операторов (кодов) Грея (табл. 1).

Таблица 1. Система простых операторов Грея

Обозначение оператора	Выполняемая операция	Аббревиатура оператора
e	Сохранение исходной комбинации	–
1	Инверсная перестановка	ИП
2	Прямое кодирование по Грею левостороннее	$\rightarrow$ КГ
3	Обратное кодирование по Грею левостороннее	$\rightarrow$ ОКГ
4	Прямое кодирование по Грею правостороннее	$\leftarrow$ КГ
5	Обратное кодирование по Грею правостороннее	$\leftarrow$ ОКГ

Комбинация (произведение в кольце вычетов по модулю $m \geq 2$) лево- и правосторонних преобразований Грея (как прямых, так и обратных) совместно с операцией инверсной перестановки послужила основой построения комбинированных или составных кодов Грея. Применение составных кодов Грея оказалось весьма успешным в задачах определения структуры и взаимосвязи систем Виленкина-Крестенсона функций (ВКФ), частным случаем которых являются системы функций Уолша. Для примера на рис. 4 показано дерево полной совокупности симметричных систем Уолша восьмого порядка.

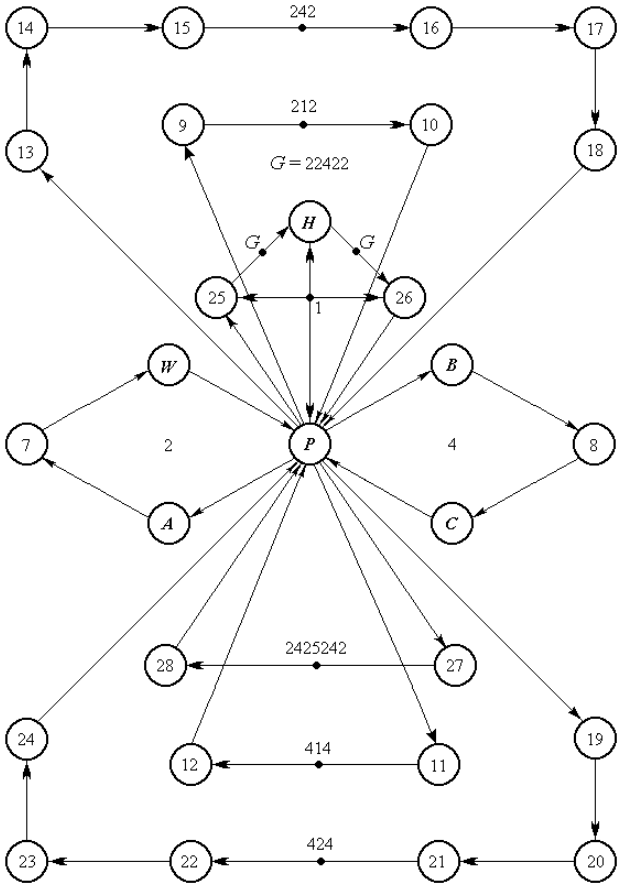


Рис.4. Ансамбль Пэли-связанных систем Уолша восьмого порядка

В докладе приводятся характеристики основных свойств, которым удовлетворяют простые и составные коды Грея, а также обсуждаются правила синтеза симметричных систем функций Уолша двоично-рационального порядка. Рассматриваются методы построения алгоритмов БПФ в базисах Уолша. В частности, доказано, что факторизация матриц преобразования, отвечающих симметричным системам Уолша, является избыточной, поскольку в алгоритмах БПФ в различных базисах структура дерева преобразования сохраняется неизменной и повторяет схему Кули-Тьюки. Смена базиса достигается элементарными перестановками номеров отсчетов сигнала на входе процессора БПФ, причем правила перестановки определяются индикаторными матрицами систем функций Уолша, которые в свою очередь строятся на основе простых и составных кодов Грея.

Выводы: Обобщенные преобразования Грея, включающие помимо классических (левосторонних) кодов правосторонние и составные коды Грея, позволяют решать важные для приложений задачи, к числу которых относятся: определение числа, структуры и взаимосвязи симметричных систем ВКФ (в том числе систем функций Уолша). Кроме того, обобщенные преобразования Грея регуляризируют проблему построения структурных схем алгоритмов БПФ в базисах систем ВКФ и функций Уолша.

Список литературы

1. *Gray F.* Pulse code communication. – Pat USA, № 2632058, 1953

2. *Белецкий А.Я.* Комбинаторика кодов Грея. – К.: Кн. изд-во КВІЦ, 2003. – 506 с.

3. *Белецкий А. Я., Белецкий А. А., Белецкий Е. А.* Преобразования Грея. – К.: Кн. изд-во НАУ, 2007. – Т.1. Основы теории. – 412 с. – Т.2. Прикладные аспекты. – 644 с.

УДК 004.715(045)

С.В. Полєтаєв
(Національний авіаційний університет, Україна)

ОПТИМІЗАЦІЯ ТРАФІКУ ПРИ ПЕРЕДАЧІ СИГНАЛІВ У КОМП'ЮТЕРНИХ МЕРЕЖАХ ЕЛЕКТРОННИХ КОМПЛЕКСІВ

У статті викладений системно-аналоговий метод оптимізації трафіку, який може бути використаний при розробці або удосконаленні мереж електронних комплексів

Сучасні комп'ютерні електроні комплекси витримують все більше навантаження від безперервно зростаючого на них навантаження. Щоб забезпечити час відгуку додатків на належному рівні, спеціалісти змушені постійно розширювати канали зв'язку.

Ріст інформаційних потоків, впровадження нових технологічних функцій вимагають модернізації мережі передачі даних, які можуть бути обчислені при використанні паралельних методів обчислень із метою підвищення продуктивності підрахунків при розробці складних мереж передач даних.

Максимальний економічний ефект не може бути получений без раціонального використання всіх мережних ресурсів – каналів зв'язку та маршрутизаторів. Найбільш ефективним можно вважати такий режим роботи обладнання, коли кожний пристрій мережі – комутатор, маршрутизатор чи інший мережевий пристрій завантажений повністю, але не перевантажений. Це означає, що коеффіціент використання ресурсу повинен бути близький до одиниці, но не настількі, що би черги пакетів до нього були постійно великими, що буде призводити до затримок та втрат із-за переповнення внутрішніх буферів у маршрутизаторах.

Дві мети лежать в основі керування мережею IP. По-перше, необхідно прагнути до поліпшення якості обслуговування переданого трафіку, тобто до зниження затримок, зменшення втрат та збільшення інтенсивності потоків трафіку, що дозволить залучити якомога більше користувачів і добитися успіхів в конкурентній боротьбі. По-друге, загрузка всіх ресурсів мережі повинна бути максимально можливою для підвищення обсягів переданого трафіку. І того й іншого можна домогтися за допомогою одних і тих же засобів - засобів боротьби з заторами в мережі [1].

Частіше за все зусилля на вирішування завдання оптимального використання ресурсів мережі IP були спрямовані на перерозподіл ресурсів окремого маршрутизатора між різними потоками даних, що протікають через нього. Саме цю задачу вирішують методи, об'єднані під загальною назвою Quality of Service (QoS) [2]. У той же час таке потужне засіб, як вибір шляхів проходження трафіку через мережу, традиційно застосовувалося в мережах IP в дуже обмежених масштабах. Адже від шляхів прямування трафіку (при його фіксованій інтенсивності) у першу чергу залежить завантаження маршрутизаторів і каналів, а значить, і ефективність використання мережі.

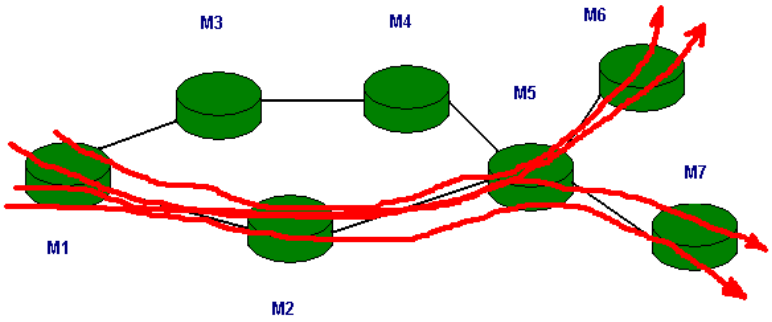


Рис.1. Неефективний шлях проходження пакетів даних через маршрутизатор.

Класичним прикладом неефективності такого підходу служить так звана «риба» - мережа з топологій, що наведена на рис. 1. Незважаючи на те що між маршрутизаторами М1 і М5 є два шляхи: нижній, через маршрутизатор М2, і верхній, через маршрутизатори М3 та М4, - весь трафік від маршрутизатора М1 до М5 у відповідності з принципами маршрутизації, прийнятими в мережах IP, направляється по нижньому шляху . Тільки тому, що верхній шлях трохи довший, ніж нижній (в ньому на один транзитний вузол більше), він ігнорується, хоча міг би задіяний паралельно з верхнім шляхом [3].

Ще одним корінним недоліком традиційних методів маршрутизації трафіку в мережах IP є те, що шляхи вибираються без урахування поточного завантаження ресурсів мережі. Якщо найкоротший шлях вже перевантажений, то пакети все одно будуть посилати по цьому шляху. Так, у мережі, зображеної на малюнку 1, нижній шлях використовується і в тому випадку, якщо його ресурсів постійно не вистачає для обслуговування трафіку від М1 до М5, а верхній простоює, незважаючи на те ресурсів маршрутизаторів М2 і М3 вистачило б для якісної передачі трафіку . Ми бачимо явну ущербність методів розподілу ресурсів мережі - одні з них працюють з перевантаженням, а інші не використовуються зовсім. Ніякі методи QoS дану проблему вирішити не можуть - потрібні якісно інші механізми.

Необхідно досягнути збалансованого завантаження всіх ресурсів мережі за рахунок раціонального вибору маршруту проходження трафіка по мережі.

Наше завдання полягає у визначенні маршрутів потоків трафіку через мережу, тобто для кожного потоку потрібно вказати точну послідовність проміжних маршрутизаторів та їх інтерфейсів на шляху між вхідною та вихідною точкою потоку. При цьому всі ресурси мережі повинні бути завантажені як можна більш збалансовано. Ця умова можна формалізувати різними способами. Наприклад, максимальний коефіцієнт використання ресурсу по всіх ресурсів мережі повинен бути мінімальний, щоб трафіку був нанесений як найменший збиток, тобто:

min (max Ki),

де Ki - коефіцієнт використання і-го ресурсу.

Іншим засобом вирішення цієї задачі є пошук такого набору шляхів, при яких всі значення коефіцієнтів використання ресурсів не будуть перевищувати деякий заданий поріг Kmax. На рис. 2 показано одне з можливих рішень поставленої задачі, яке гарантує, що максимальний коефіцієнт використання ресурсів не перевищує 0,6.

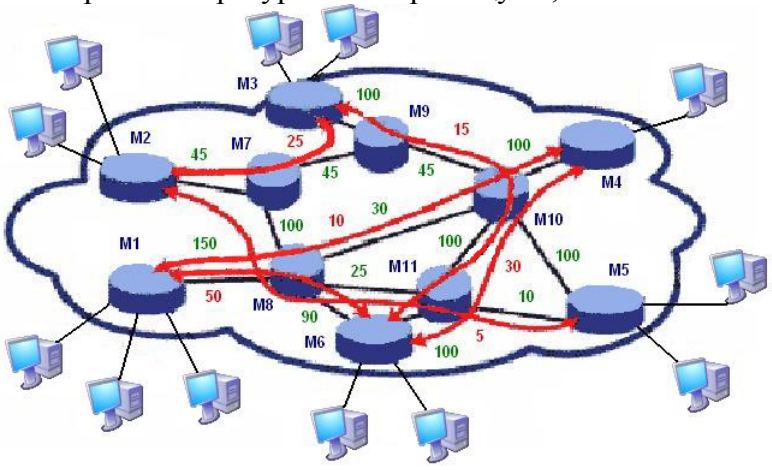


Рис.2. Проходження мережевого трафіку з урахуванням стану мережі.

Як ми бачимо, на стадії проектування мережі передачі даних і в процесі її розвитку завдання вибору алгоритму маршрутизації є однієї з основних. Для цієї мети можуть бути використані різні засоби:

- статистичний аналіз параметрів реальної мережі (у тому випадку, якщо мережа передачі даних уже побудована й перебуває в процесі розвитку);

- натурне моделювання;
- імітаційне моделювання;
- математичні оптимізаційні моделі.

Проблему підвищення ефективності маршрутизації можна вирішити шляхом використання паралельних обчислювальних структур для пошуку оптимального шляху.

Зрозуміло, що пошук шляхів по черзі знижує якість рішення - при одночасному розгляді всіх потоків можна знайти більш раціональне завантаження ресурсів. Однак, відомі паралельні обчислювальні структури орієнтовані на розв'язок завдань одношляхової маршрутизації і не дозволяють в повній мірі вирішувати завдання багатошляхової маршрутизації [4].

Для знаходження оптимальних найкоротших маршрутів проходження інформації в мережах може бути використаний принцип системно-аналогового моделювання. На відміну від традиційної мети моделювання, що полягає в спрощенні математичного опису об'єкта, системо-аналоги будуються в класі складних систем.

Всі можливі шляхи між вузлом-джерелом і вузлом-приймачем інформації містять у собі шуканий найкоротший шлях, що є об'єктом моделювання. Системо-аналог у вигляді графа має всі істотні ознаки системо-аналоговій моделі. По-перше, граф, що містить безліч вузлів і гілок, представляє складну систему стосовно найкоротшого шляху. По-друге, граф, що містить всі всілякі шляхи між джерелом даних і їхнім приймачем, має дуже віддалений ступінь подібності з найкоротшим шляхом на ньому. По-третє, граф може бути побудований на основі принципу адаптації, реалізація якого дозволить змінити ступінь розходження системо-аналога від відношення толерантності до ідентичності з найкоротшим шляхом.

Системо-аналогове моделювання використовує системну аналогію для переносу інформації про модель у вигляді складної системи на об'єкт моделювання. Системна аналогія, що реалізує відношення толерантності, дозволяє одержати інформацію про об'єкт моделювання (найкоротшому шляху) з дослідження поводження всіляких шляхів у складній системі аналогів, виконаних у вигляді фрагментів графа й з'єднаних між собою відповідно до конфігурації комп'ютерної мережі. Процес системно-аналогового моделювання полягає в цілеспрямованому керуванні поводженням системо-аналогів, забезпечуючи виділення з розширеної безлічі складних функцій системо-аналогів більше вузького класу функцій моделюємого об'єкта.

Розподілене керування системо-аналогами, що моделюють фрагменти графа, забезпечує гомеостаз функціонального поводження складної системи моделей фрагментів графа. Після досягнення гомеостазу функціонального поводження системо-аналоговій моделі між моделлю й об'єктом установлюється системна аналогія, що дозволяє переносити інформацію про поводження системо-аналогів на об'єкт моделювання. Системно-аналогова модель перебуває відносно еквівалентності до об'єкта в тій області значень змінних, при яких система стійка й функціональне поводження системо-аналогів відповідає функціональному призначенню об'єкта моделювання.

У процесі системо-аналогового моделювання на системі фрагментів графа, що моделюють процес передачі даних у комп'ютерній мережі, визначається найкоротший маршрут між вузлом-джерелом і вузлом-приймачем інформації. У загальному випадку найкоротших маршрутів між вузлом-джерелом і вузлом-приймачем інформації може бути кілька. Якщо кількість найкоротших маршрутів досягає або перевищує необхідну кількість маршрутів, то завдання багатошляхової маршрутизації буде вирішена.

Алгоритм послідовно використовує відомі паралельні обчислювальні засоби рішення завдання одношляхової маршрутизації. Блок-схема послідовного алгоритму рішення завдання багатошляхової маршрутизації зображена на рис.3. Цей алгоритм заснований на послідовному методі використання паралельних алгоритмів рішення завдань одношляхової маршрутизації. Паралельні алгоритми одношляхової маршрутизації реалізуються відомими паралельними обчислювальними засобами (ПОС).

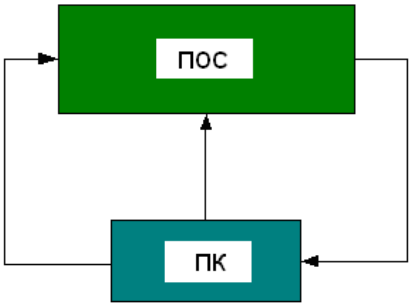


Рис. 3. Блок-схема послідовного алгоритму рішення завдання багатошляхової маршрутизації.

Пристрій керування (ПК) організує послідовне рішення завдань одношляхової маршрутизації з виключенням зі структури моделюемого графа комп'ютерної мережі тих найкоротших шляхів, які були знайдені на попередньому циклі рішення. З метою реконфігурації структури графа пристрій керування після знаходження кожного найкоротшого шляху блокує гілок графа уздовж найкоротшого шляху. Послідовний пошук всіх найкоротших шляхів між вузлом-джерелом даних і вузлом-адресатом на паралельних обчислювальних структурах збільшує час рішення завдання альтернативної маршрутизації в К раз, де К – кількість альтернативних маршрутів. З огляду на, що паралельні обчислювальні засоби рішення завдання про найкоротший шлях мають оцінку часу рішення O(q), той загальний час пошуку *n* маршрутів у комп'ютерній мережі збільшиться в *n* раз, але лінійний характер залежності часу рішення завдання маршрутизації від складності комп'ютерної мережі зберігається. Якщо альтернативних маршрутів трохи ($n=2 \div 3$), то такий алгоритм досить ефективний, тому що більш ніж у два рази збільшує припустиме навантаження в комп'ютерній мережі.

Висновки: використання паралельних обчислень при обрахуванні системно-аналоговим методом багатошляхової маршрутизації істотно скорочує час пошуку маршрутів передачі даних у комп'ютерних мережах. У порівнянні з відомими паралельними обчислювальними
структурами, заснованими на методі тимчасової аналогії, системно-аналоговий метод забезпечує суттєве підвищення швидкості вирішення завдання багатошляхової маршрутизації.

Таким чином, ріст інформаційних потоків, впровадження нових технологічних функцій вимагають модернізації мережі передачі даних, які можуть бути обчислені вищенаведеним засобом при використанні паралельних методів обчислень із метою підвищення продуктивності підрахувань при розробці складних мереж передач даних.

Список літератури

1. *Спортак М., Паппас Ф. и др.* Компьютерные сети и сетевые технологии: Пер. с англ. / Марк Спортак, Френк Паппас и др. – К.: ООО «ТИД «ДС», 2002. – 376с.

2. *Клименко Н.А., Мухамед Е. А.*. Маршрутизация с заданными параметрами QOS в мобильных сетях с технологией MPLS / И. А. Клименко, Н. А. Аленина // Проблеми інформатизації та управління. - Київ, 2006. - Вип. 2 (17). - С. 81-84. - Библиогр.: с. 84 (11 назв.).

3. *Конахович Г.Ф., Чуприн В.М.* Сети передачи пакетных данных. / Г.Ф. Конахович, В.М. Чуприн. – К.: «МК-Пресс», 2006. – 272 с., ил.

4. Метод системоаналогового керування для багатошляхової маршрутизації у складних комп'ютерних системах / Г. Л. Баранов, І. А. Жуков, О. П. Мартинова, В. Л. Баранов // Проблеми інформатизації та управління. - Київ, 2004. - Вип. 11. - С. 67-70 : іл. - Бібліогр.: с. 70.

УДК 612.173:004.942 (045)

Е.Г. Азнакаєв, д.ф.-м.н., Д.Є. Мельніков
(Національний авіаційний університет, Україна)

УПРАВЛІННЯ ПАРАМЕТРАМИ КАРДІОМІОЦИТІВ В МОДЕЛІ СЕРЦЕВОГО М'ЯЗА

Досліджена математична модель, що описує м'язові волокна міокарду, як нелінійний інерційний елемент

Постановка задачі. Сигнали м'язових волокон міокарда несуть у собі інформацію про стан серцевого м'яза, його працездатність й наявність (або відсутність) будь яких патологічних змін. Тому моделювання процесів, що відбуваються в ньому, являє собою важливе завдання, що має широке практичне застосування.

Характеристика досліджуваного елемента. М'язові волокна міокарда, що забезпечує скорочувальну функцію серця, складаються з м'язових кліток (кардіоміоцитів), з'єднаних вставними дисками. Діаметр кардіоміоцитів становить 10…20 мкм, довжина - 50…120 мкм. Збудливість обумовлена здатністю кардіоміоцитів генерувати у відповідь на роздратування електричні потенціали дії.

Сигнали нервової системи діють через рецептори міокарда шлуночків, передсердя, вузлів провідної системи і гладких м'язів кровоносних судин. Регуляція здійснюється по механізмах прямого і зворотного зв'язку. Сенсорами є барорецептори.

Математична модель досліджуваного елементу. Така модель була запропонована у вигляді рівняння електричного стану резонатора (/1,2/). Рішення моделі проводилося чисельними методами, а результати розрахунку порівнювалися з експериментальними даними.

Одновимірна модель перенесення заряду q в нелінійній інерційній системі у формі рівняння балансу має вигляд:

$$\frac{dq(t)}{dt} + \frac{1}{\tau_r(q)} q(t - \tau_0(q)) = \sum_{k=1}^{n} \sigma_k(q) u_k(t), \qquad (1)$$

де $g = \int_V \rho_{ср} d\xi$, $\rho_{ср.}$ — середня щільність заряду $\rho_{ср.} = 1/V \int_V \rho d\xi$; τ_r — час релаксації заряду; $\tau_0 = l/V$ — час переносу заряду; l — довжина прольоту; V — швидкість дрейфу; σ_k — миттєве значення вхідної провідності досліджуваного елементу; u_k — вхідна напруга; n — число входів.

Вирішуючи рівняння моделі щодо пульсуючої вхідної дії різної частоти і амплітуд її постійної і змінної складових, ми можемо досліджувати вплив деяких параметрів пропонованої моделі на форму вихідного сигналу.

Отримані результати моделювання представлені на рис. 1–5 у вигляді осцилограм вихідного сигналу і фазових портретів для різних режимів існування вихідного сигналу щодо вхідної гармонійної дії, а також для режиму хаотичних коливань.

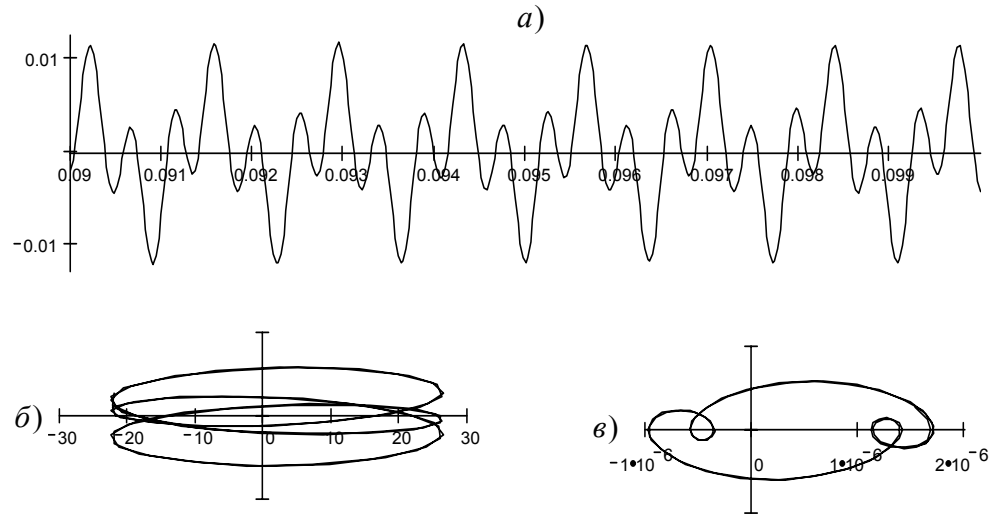


Рис.1. Залежність струму від часу (а), струму від напруги (б) та струму від заряду для наступних параметрів вхідного сигналу: f=60 Гц, u_0=2 В, u_m=24 В

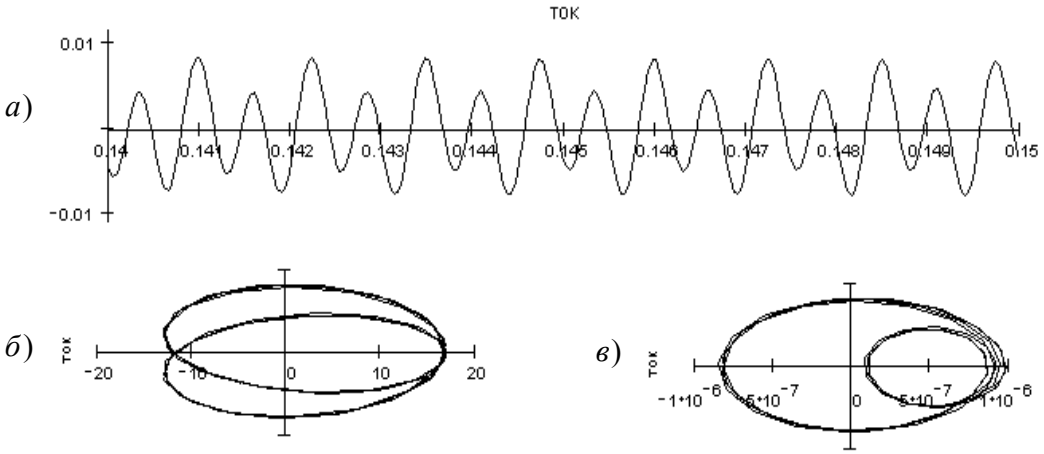


Рис. 2. Залежність струму від часу (а), струму від напруги (б) та струму від заряду для наступних параметрів вхідного сигналу: f=40 Гц, u_0=2 В, u_m=15 В

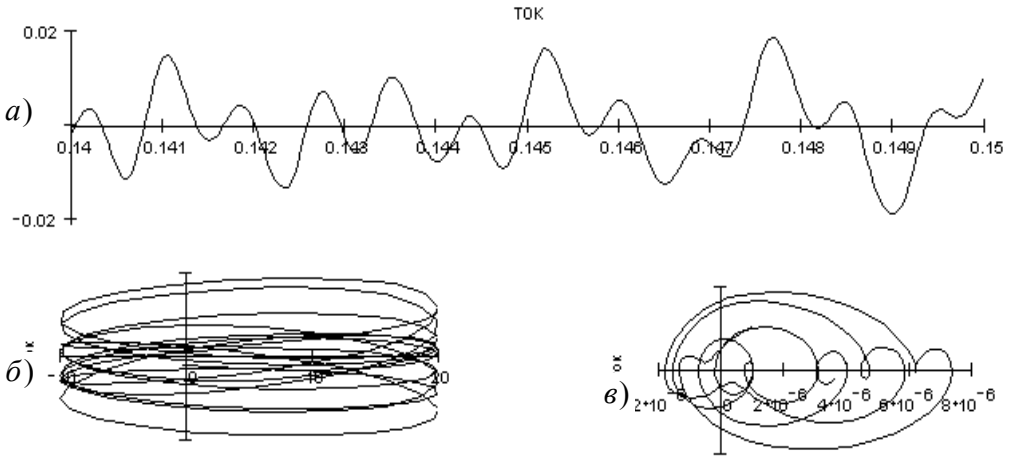


Рис. 3. Залежність струму від часу (а), струму від напруги (б) та струму від заряду для наступних параметрів вхідного сигналу: f=60 Гц, u_0=5 В, u_m=15 В

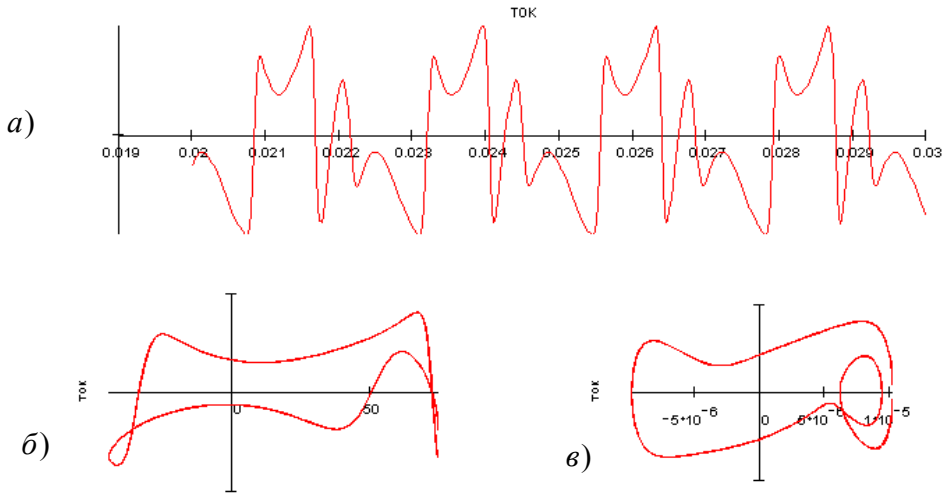


Рис. 4. Залежність струму від часу (а), струму від напруги (б) та струму від заряду для наступних параметрів вхідного сигналу: f=30 Гц, u_0=15 В, u_m=60 В

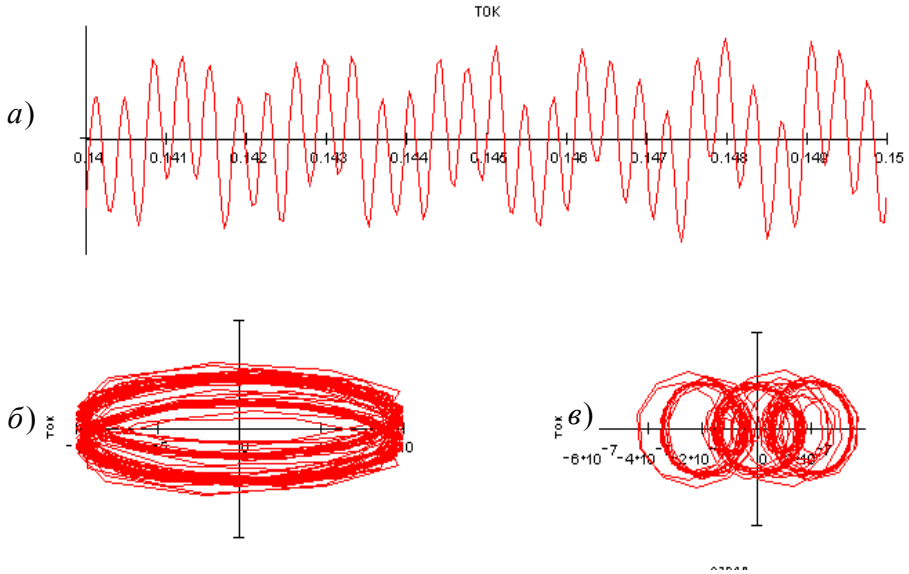


Рис. 5. Залежність струму від часу (а), струму від напруги (б) та струму від заряду для наступних параметрів вхідного сигналу: f=80 Гц, u_0=0 В, u_m=10 В

Висновки. З результатів проведених досліджень видно, що подальше дослідження даної моделі представляє практичний інтерес для опису з її допомогою коливань кардіоміоцитів. Використання запропонованої моделі дозволяє отримати важливі динамічні характеристики волокна міокарда простими способами, забезпечивши при цьому адекватність результатам експериментальних досліджень.

Список літератури

1. *Азнакаев Э.Г., Мельников Д. Е.* Моделирование электрических сигналов сердечной мышцы // Сборник ИЭСУ. 2008. №7. С. 59-63.
2. *Азнакаев Э.Г., Мельников Д. Е.* Исследование нелинейных моделей биологических систем // Сборник ИЭСУ. 2007. №7. С. 45-50.
3. *Aznakayev E.G.* Biophysics. Text-book: National Aviation University Publishing, Kiev, 2005. 308 p.
4. *Яблучанский Н.И., Вакуленко И.П. и др.* Интерпретация в клинической физиологии сердца. Серия: Для настоящих врачей, Харьков, 2002. 168 с.
5. *Эсгольц Л., Норкин С.* Введение в теорию дифференциальных уравнений с отклоняющимся аргументом. — М.: Наука, 1971.

УДК 621.396.6(075)

І.Ф. Бойко, доктор техн. наук
(Національний авіаційний університет, Україна)

СТОХАСТИЧНІ ОРТОГОНАЛЬНІ РОЗКЛАДЕННЯ ВИПАДКОВИХ СИГНАЛІВ ТА ПОЛІВ

Розглядаються стохастичні ортогональні розкладення випадкових процесів та двовимірних полів, що належать до класу безмежно подільних та можуть бути представлені в термінах лінійної моделі. Наводиться алгоритм обчислення узагальнених коефіцієнтів Фур'є.

Нехай лінійний випадковий процес виду $\xi(t)=\int\limits_{-\infty}^{\infty}\varphi(\tau,t)d\eta(\tau)$, де $\eta(\tau)$, $\tau\in(-\infty;\infty)$ − центрований випадковий процес другого порядку з незалежними приростами, а $\varphi(\tau,t)$ − дійсна інтегрована з вагою $d\rho(\tau)=\mathrm{M}|d\eta(\tau)|^2$ в квадраті функція, тобто $\int\limits_{-\infty}^{\infty}|\varphi(\tau,t)|^2 d\rho(\tau)<\infty$ при всіх $t\in\mathrm{T}$, зазнає деякого нелінійного перетворення, що описується нелінійним оператором $F(\cdot)$. Припустимо, що результат такого перетворення $F[\xi(t)]\in L_2$ можна представити у вигляді суми однорідних стохастичних функціоналів $\Phi_n(t)=\int\limits_{-\infty}^{\infty}\cdots\int\limits_{-\infty}^{\infty}K_n(\tau_1,\tau_2,...,\tau_n;t)d\eta(\tau_1)d\eta(\tau_2)\cdots d\eta(\tau_n)$, $t\in T$, $n=1,2,...;$ $\Phi_0(t)\equiv 1$, де $K_n(\tau_1,\tau_2,...,\tau_n;t)\in L_p^{(n)}(-\infty,\infty)$, $p=1,2-$ невипадкова дійсна функція, що має назву ядра стохастичного функціоналу n-го порядку, тобто $F[\xi(t)]=\sum\limits_{n=0}^{\infty}a_n\Phi_n(t)$, де a_n, $n=0,1,2,...$ - деякі дійсні коефіцієнти. У цьому випадку можемо записати $F[\xi(t)]=\sum\limits_{n=0}^{\infty}a_n\sum\limits_{k=0}^{n}C_{nk}(t)\overline{G}_k(t)$, де елементи ортонормованого базису $\{\overline{G}_k(t)\}$ визначаються так:

$$\overline{G}_n(t)=\frac{\int\limits_{-\infty}^{\infty}\cdots\int\limits_{-\infty}^{\infty}K_n(\tau_1,\tau_2,...,\tau_n;t)I_n(\tau_1,\tau_2,...,\tau_n)d\eta(\tau_1)d\eta(\tau_2)\cdots d\eta(\tau_n)}{\left[n!\kappa_2^n[\eta(1)]\int\limits_{-\infty}^{\infty}\cdots\int\limits_{-\infty}^{\infty}K_n^2(\tau_1,\tau_2,...,\tau_n;t)d\tau_1 d\tau_2\cdots d\tau\right]^{\frac{1}{2}}},\quad n=0,1,2,...,$$

а $C_{nk}(t)=\mathrm{M}[\Phi_n(t)\overline{G}_k(t)]$ - узагальнений k-й коефіцієнт Фур'є однорідного функціонала $\Phi_n(t)$, алгоритм обчислення якого будується за формулою:

$$C_{nk}(t)=M[\Phi_n(t)\ \overline{G}_k(t)]=\frac{1}{\|G_k(t)\|}n!k!\sum_{\sum\limits_1^{\upsilon}n_j p_j=n+k}N(k,\nu)I_k\left(\tau,\sum_1^{\nu}n_j\right)\prod_{j=1}^{\nu}\frac{\kappa_{p_j}^{n_j}[\eta(1)]}{(p_\nu!)n_\nu!}\times \qquad (1)$$

$$\times\int\limits_{-\infty}^{\infty}\cdots\int\limits_{-\infty}^{\infty}\sum_{r=1}^{\binom{n+k}{n}}K_{n+k}\left(\tau_{r_1}^{(p_1)},\tau_{r_2}^{(p_1)},...,\tau_{r_{n_1}}^{(p_1)},\tau_{r_{n_1+1}}^{(p_2)},...,\tau_{r_{n_1+n_2}}^{(p_2)},...,\tau_{\sum\limits_1^{\nu-1}n_j+1}^{(p_\nu)},...,\tau_{\sum\limits_1^{\nu}n_j}^{(p_\nu)};t\right)d\tau_1 d\tau_2...d\tau_{\sum\limits_1^{\nu}n_j},$$

де $I_k\left(\tau, \sum_1^{\nu} n_j\right)$ – функція, яка може приймати два значення 0 або 1. Ця функція враховує властивості індикаторної функції [2]. Функція $I_k\left(\tau, \sum_1^{\upsilon} n_j\right)$ дорівнює одиниці в тому випадку, якщо із множини $(n+k)$ аргументів $\left\{\underbrace{\tau_1, \underset{(p_1)}{\ldots}, \tau_1, \tau_2, \underset{(p_1)}{\ldots}, \tau_2, \tau_{n_1}, \underset{(p_1)}{\ldots}, \tau_{n_1},}_{(n_1)}\right.$ $\left.\underbrace{\tau_{n_1+1}, \underset{(p_2)}{\ldots}, \tau_{n_1+1}, \ldots, \tau_{n_1+n_2}, \underset{(p_2)}{\ldots}, \tau_{n_1+n_2}, \ldots,}_{(n_1)}\ \underbrace{\tau_{\sum_1^{\nu-1} n_j+1}, \underset{(p_\nu)}{\ldots}, \tau_{\sum_1^{\nu-1} n_j+1}, \ldots, \tau_{\sum_1^{\nu} n_j}, \underset{(p_\nu)}{\ldots}, \tau_{\sum_1^{\nu} n_j}}_{(n_\nu)}\right\}$, передбачених формулою (1), можна хоча б одним способом вибрати k різних, що можливо лише при $\sum_1^{\nu} n_j \geq k$. В інших випадках функція $I_k\left(\tau, \sum_1^{\upsilon} n_j\right)$ дорівнює нулю. Таким чином

$$I_k\left(\tau, \sum_1^{\nu} n_j\right) = \begin{cases} 1 & \text{при} \quad \sum_1^{\nu} n_{\text{j}} \geq k, \\ 0 & \text{при} \quad \sum_1^{\nu} n_{\text{j}} < k; \end{cases}$$

$N(k, \nu)$ – множник, який чисельно дорівнює кількості ненульових значень індикаторної функції $I_k(\tau_1, \tau_2, ..., \tau_k)$ при перестановці аргументів τ між їх підмножинами $\{\tau_{i1}, \tau_{i2}, ..., \tau_{in}\}$ і $\{\tau_{j1}, \tau_{j2}, ..., \tau_{jk}\}$ для даного конкретного розбиття об'єднання цих підмножин $\{\tau_{i1}, \tau_{i2}, ..., \tau_{in}, \tau_{j1}, \tau_{j2}, ..., \tau_{jk}\}$ на суму $\left(\sum_1^{\nu} n_j\right)$ тотожних груп.

Для обчислення значення $N(k, \nu)$ можна рекомендувати наступний алгоритм: 1) розбиваємо множину $\left(\sum_1^{\nu} n_j\right)$ груп ототожнених аргументів τ на всі можливі неупорядковані підмножини, кожна з яких містить рівно k груп, тобто отримаємо $\binom{\sum_1^{\nu} n_j}{k}$ підмножин; 2) в кожній з підмножин, отриманих внаслідок вказаного в першому пункті розбиття, числа p_j, які рівні кількості тотожних аргументів в його групах, перемножуємо; 3) додаємо всі отримані в другому пункті добутки. Всього таких добутків буде $\binom{\sum_1^{\nu} n_j}{k}$. Таким чином

$$N(k, \nu) = \sum_{r=1}^{\binom{\sum_1^{\nu} n_j}{k}} \prod_{q=1}^{k} p_{j_q}^{(r)},$$

де $p_{j_q}^{(r)}$ означає, що в j_q-групі, яка потрапила в r-у підмножину, міститься p_j тотожних аргументів.

Зазначимо ще, що в правій частині формули (1) слід також враховувати, що всі доданки, у яких при розв'язанні діофантового рівняння, тобто при розбитті $\sum_1^{\upsilon} n_j p_j = n + k$ з'являються числа $p_j = 1$, перетворюються в нуль із-за множника $\kappa_1[\pi(1)] = 0$, що є наслідком рівності нулю середнього породжуючого процесу з незалежними приростами.

Алгоритм обчислення узагальнених коефіцієнтів Фур'є при розкладенні в ортогональні ряди випадкових сигналів і зображень, що описуються лінійними моделями, теж здійснюється на основі формули (1), вид якої при цьому значно спрощується. Так, якщо ортогональна послідовність лінійних процесів $\{\zeta_n(t),\ \ n=0,1,2,...\}$ утворена на основі функцій Уолша, тобто

$$\zeta_n(t)=\int_{-\infty}^{\infty}\widetilde{u}_n(t-\tau)d\dot{\eta}(\tau), \tag{2}$$

де $\widetilde{u}_n(t)=u_n(t)[\sigma(t)-\sigma(t-1)]$, а $u_n(t)-$ функція Уолша n-го порядку, то узагальнений коефіцієнт Фур'є цього ж порядку випадкового сигналу, представленого у вигляді лінійного процесу $\xi(t)$, для якого породжуючий процес має нульове математичне сподівання, запишеться так:

$$C_n=\mathrm{M}\left[\xi(t)\overline{\zeta}_n(t)\right]=\frac{1}{\sqrt{\kappa_2[\eta(1)]}}\int_{-\infty}^{\infty}\varphi(t)\widetilde{u}_n(t)\,dt,\quad n=0,1,2,..., \tag{3}$$

де $\overline{\zeta}_n(t)$ - ортонормована випадкова функція n-го порядку $\overline{\zeta}_n(t)=\dfrac{\zeta_n(t)}{\|\zeta_n\|}=\dfrac{\zeta_n(t)}{\sqrt{\mathrm{M}\zeta_n^2(t)}}=\dfrac{\zeta_n(t)}{\sqrt{\kappa_2[\eta(1)]}\|u_n\|}=\dfrac{\zeta_n(t)}{\sqrt{\kappa_2[\eta(1)]}}$.

Отже, алгоритм обчислення узагальнених коефіцієнтів Фур'є (3) в базисі ортогональних лінійних функцій (2) з ядрами Уолша з точністю до постійного множника зводиться до звичайного алгоритму обчислення узагальнених коефіцієнтів Фур'є детермінованих функцій в базисі Уолша.

Для зображень, які описуються лінійним випадковим полем [3, формула (2)], у якого породжуюче поле має нульове середнє, алгоритм обчислення узагальнених коефіцієнтів Фур'є за ортогональним базисом [3, формула (9)], запишеться так:

$$C_{nm}=\mathrm{M}\left[\xi(x,y)\overline{\zeta}_{nm}(x,y)\right]=\frac{1}{\sqrt{\kappa_2[\eta(1,1)]}}\int_{-\infty}^{\infty}\int_{-\infty}^{\infty}\varphi(x,y)\widetilde{u}_{nm}(x,y)\,dxdy,$$
$$n=0,1,2,...;\quad m=0,1,2,...,n, \tag{4}$$

де $\overline{\zeta}_{nm}(x,y)$ - ортонормована випадкова функція двох змінних nm-го порядку

$$\overline{\zeta}_{nm}(x,y)=\frac{\zeta_{nm}(x,y)}{\|\zeta_{nm}\|}=\frac{\zeta_{nm}(x,y)}{\sqrt{\mathrm{M}\zeta_{nm}^2(x,y)}}=\frac{\zeta_{nm}(x,y)}{\sqrt{\kappa_2[\eta(1,1)]}\|u_{nm}\|}=\frac{\zeta_{nm}(x,y)}{\sqrt{\kappa_2[\eta(1,1)]}}.$$

Для цифрових сигналів і зображень алгоритми ортогональних перетворень будуть мати вигляд, подібний до співвідношень (3) і (4), за винятком того, що операція інтегрування замінюється операцією підсумовування.

Так, нехай $\xi(k)=\sum_{r=-\infty}^{\infty}\varphi(k-r)\upsilon(k),\quad k=0,1,2,...N-1$ дискретна лінійна випадкова послідовність [3], де $\varphi(n),\quad n=\overline{-\infty,\infty}$ - дискретна функція, для якої $\sum_{n=-\infty}^{\infty}\varphi^2(n)<\infty$ і яка теж носить назву ядра лінійної випадкової послідовності; $\upsilon(n),\quad n=\overline{-\infty,\infty}$ - послідовність стохастично незалежних випадкових величин з нульовими математичними сподіваннями і однаковими дисперсіями $\mathrm{M}\upsilon^2(n)=\sigma^2(n)=\sigma^2$ (випадкова послідовність типу дискретного білого шуму), яка має назву породжуючої послідовності.

У цьому випадку дискретний стохастичний ортогональний базис може бути побудований на основі дискретних ортогональних функцій Уолша [3], тобто

$$\zeta_n(k)=\sum_{r=-\infty}^{\infty}\widetilde{u}_n(k-r)\upsilon(k),\quad k,n=0,1,2,...N-1, \tag{5}$$

де $\tilde{u}_n(k) = u_n(k)[\sigma(k) - \sigma(k-N+1)]$ ($u_n(k)$ - дискретна функція Уолша n-го порядку; $\sigma(k)$ - дискретна одинична функція Хевісайда).

При цьому алгоритм обчислення узагальнених коефіцієнтів Фур'є в базисі ортогональних лінійних дискретних функцій (5) з дискретними ядрами Уолша зводиться до наступної формули: $c_n = \mathrm{M}\left[\xi(k)\overline{\zeta}_n(k)\right] = \frac{1}{\sigma}\sum_{k=0}^{N-1}\varphi(k)\tilde{u}_n(k), \quad k = 0, 1, 2, ..., N-1,$ де $\overline{\zeta}_n(k) = \frac{\zeta_n(k)}{\sigma}$.

Якщо розглядати цифрові зображення, математичною моделлю яких є дискретне лінійне поле

$$\xi(i, j) = \sum_{r=-\infty}^{\infty}\sum_{s=-\infty}^{\infty}\varphi(i-r, j-s)\upsilon(r, s), \quad i, j = 0, 1, 2, ...N-1, \tag{6}$$

де $\varphi(n, m)$ - дискретна дійсна функція двох змінних, яка задовольняє умові $\sum_{n=-\infty}^{\infty}\sum_{m=-\infty}^{\infty}\varphi^2(n, m) < \infty$ і яка носить назву ядра дискретного лінійного випадкового поля; $\upsilon(n, m)$ - породжуюче ізотропне випадкове поле, яке визначається на основі співвідношення $\upsilon(n, m) = \zeta_{nm} - \mathrm{M}\zeta_{nm}$ і $\mathrm{M}\upsilon^2(n, m) = D(n, m) \equiv D$, то ортогональним стохастичним дискретним базисом для них може бути така послідовність

$$\zeta_{nm}(i, j) = \sum_{r=-\infty}^{\infty}\sum_{s=-\infty}^{\infty}u_{nm}(i-r, j-s)\upsilon(r, s), \quad i, j = 0, 1, 2, ...N-1,$$
$$n = 0, 1, 2, ...N-1; \quad m = 0, 1, 2, ..., n. \tag{7}$$

Алгоритм обчислення узагальнених коефіцієнтів Фур'є в базисі стохастичних ортогональних лінійних дискретних функцій двох змінних (7) з дискретними ядрами Уолша для двовимірних цифрових зображень, що описуються математичною моделлю (6), зводиться до наступної формули:

$$c_{nm} = \mathrm{M}\left[\xi(i, j)\overline{\zeta}_{nm}(i, j)\right] = \frac{1}{\sqrt{D}}\sum_{i=0}^{N-1}\sum_{j}^{N-1}\varphi(i, j)\tilde{u}_{nm}(i, j), \qquad n = 0, 1, 2, ..., N-1; \quad m = 0, 1, 2, ..., n,$$

де $\overline{\zeta}_{nm}(i, j)$ - ортонормовані елементи послідовності (7): $\overline{\zeta}_{nm}(i, j) = \frac{\zeta_{nm}(i, j)}{\sqrt{D}}$.

Висновки. Отже, запропоновані алгоритми обчислення узагальнених коефіцієнтів Фур'є можуть бути використані для розкладення в ортогональні ряди випадкових сигналів та двовимірних зображень, що описуються стохастичними лінійними моделями, як у неперервному, так і дискретному варіантах. Застосування при реалізації таких алгоритмів лінійних випадкових процесів та полів дозволило звести перші до обчислення узагальнених коефіцієнтів Фур'є звичайних детермінованих функцій (однієї або двох змінних) у базисах функцій Уолша. При цьому для ортогональних перетворень цифрових зображень можуть бути застосовані відомі алгоритми швидкого перетворення в базисах функцій Уолша.

Список літератури

1. *Марченко Б.Г., Омельченко В.А.* Вероятностные модели случайных сигналов и полей в прикладной статистической радиофизике, - К.: УМК ВО, 19888, - 176 с.

2. *Бойко И.Ф., Марченко Б.Г.* Анализ нелинейных преобразований сигналов в системах диагностики с использованием стохастических ортогональных разложений. Препринт – 542. – К.: ИЭД АН УССР, 1987. – 57 с.

3. *Бойко І.Ф.* Ортогональні скалярні стохастичні двовимірні лінійні поля //Електроніка там системи управління, №3(12) 2008. – С. 8 – 16.

УДК 621.3

А.П. Корчинский, канд. техн. наук, проф.
(Национальный авиационный университет, Украина)

СБИС ПРОГРАММИРУЕМОЙ ЛОГИКИ ТИПА «СИСТЕМА НА КРИСТАЛЛЕ»

Уменьшение размеров и другие усовершенствования СБИС ведут к непрерывному росту уровня их интеграции, который для наиболее сложных СБИС в настоящее время оценивается уже десятками миллионами вентилей, а быстродействие до тактовых частот в 500 и более МГц. На таких кристаллах можно разместить целую систему (процессорную часть, память, интерфейсные схемы и др.).

В последние годы появились микросхемы, называемые «система на кристалле» (SOC – System On Chip), «система на программируемом кристалле» (SOPC – System On Programmable Chip) или «программируемая система на кристалле» (PSOC – Programmable System On Chip). Далее в качестве обобщающего термина будет применяться обозначение SOPC.

Существует два направления в развитии SOPC, а микропроцессорные ядра, предназначенные для проектирования встраиваемых систем на основе ПЛИС по способу реализации подразделяются на две группы:

- конфигурируемые(Soft Processor);
- аппаратные (Hard Processor).

Первую группу составляют ядра, которые формируются на основе стандартных логических ресурсов кристаллов. Эти ядра могут применяться в ПЛИС различных серий.

По своим архитектурным признакам SOPC, как правило,относятся к структурам комбинированного типа, в которых сочетаются признаки CPLD и FPGA с преобладанием признаков FPGA.

Таблица1.Основные характеристики ПЛИС FPGA

Фирма	Семейство ПЛИС	Макс. Такт. Частота, МГц	Объем логики, LUT	Блоки памяти, Кбит	Блоки умножения
Xilinx	Virtex E	320	1728-73008	64-11200	Нет
Xilinx	Spartan 2E	400	1728-15552	32-288	Нет
Xilinx	Virtex 2	420	512-93184	72-1456	4-168
Xilinx	Spartan 3	500	1728-74880	74-1872	4-104
Xilinx	Virtex 2 Pro	700	2816-178176	216-10008	12-556
Xilinx	Virtex 4 XL	1200	12288-178176	864-6048	32-96
Xilinx	Virtex 4 SX	1200	20480-49152	2304-5760	128-512
Xilinx	Virtex 4 FX	1200	10944-126336	648-9936	32-192
Altera	Cyclone	550	3026-20862	42-256	Нет
Altera	Cyclone 2	550	4792-71152	104-1000	13-150
Altera	Stratix	700	10992-82202	799-6448	24-88
Altera	Stratix GX	700	10992-42900	1189-5857	64-252
Altera	Stratix 2	1300	16224-186576	364-8145	48-384
Altera	Stratix 2 GX	1300	35236-137842	1189-5857	64-252
Actel	ProAsic	250	3000-15000	14-63	Нет
Actel	ProAsicPlus	350	2000-23540	27-198	Нет

Достоинствами конфигурируемых микропроцессорных ядер являются : высокая гибкость, низкая себестоимость, относительно небольшой объем используемых ресурсов крис-

таллов, возможность применения в проектах, реализуемых на базе самых распространенных и доступных семейств ПЛИС. К этой группе относятся семейство 8- разрядных микропроцессорных ядер с гарвардской архитектурой PicoBlaze и семейство 32 – разрядных микропроцессорных ядер MicroBlaze. Ядра PicoBlaze предназначены для применения в ПЛИС семейств Virtex, Virtex-E, Spartan-2, Spartan-2E а также в проектах, реализуемых на основе кристаллов семейства CoolRunner2.

Каждый вариант ядра семейства PicoBlaze представляется пользователям в форме соответствующего архива, в котором содержится комплект файлов, включающий в себя необходимые модули.

Прежде чем приступить к разработке процессора, которым можно пользоваться на практике необходимо определиться с его структурой и ресурсами. Ядро и периферия вещи совершенно разные, и от того, что рядом с ПЛИС не будет запаяно большого количества памяти, характеристики самого процессора не ухудшаются. Важно определиться с взаимным распределением нагрузки между ПЛИС и внешними устройствами, тогда станет ясно, что именно требуется поставить для нормальной работы проектируемой системы, а что является факультативным.

Определенная группа устройств должна быть реализована в ПЛИС. Это арифметико-логические устройства, регистры, система управления и прочие составляющие процессора. К следующей группе относятся ресурсоемкие устройства: память кода и данных (гарвардская архитектура) , а также стек. Возможности ПЛИС таковы, что использование гарвардской архитектуры в сочетании с выделением аппаратного стека позволит использовать ресурсы ПЛИС наиболее полно и к тому же существенно выиграть в производительности.

Для памяти будет критично в основном количество доступных выводов ПЛИС. В конечном итоге, две отдельные микросхемы памяти подключаются без особых проблем и позволяют реализовать самые разнообразные схемы управления памятью, вплоть до объединения их в один логический блок для создания фон-неймановской архитектуры. При этом следует учесть еще, что плотность кода специализированных процессоров как правило выше, чем у процессоров общего назначения. Поэтому тот же самый по функциональности код займет меньше места.

Современные ПЛИС содержат довольно большие блоки встроенной памяти (Block Select RAM). В зависимости от архитектуры микросхемы эти блоки могут быть расположены по периметру кристалла, разбросаны по его поверхности и относительно изолированы друг от друга, или организованы в столбцы.

В зависимости от устройства количество и размер блоков ОЗУ может меняться. Количество блоков и их суммарная емкость приведены в таблице 2.

Таблица 2. Емкость блочной памяти

Семейство ПЛИС	Число блоков	Общий объем блочной памяти, бит
VIRTEX	8 - 32	32.768 - 131.072
SPARTAN	4 - 104	16.384 – 1.960.928
APEX20K	26 - 264	53.248 - 540.672

Каждый блок ОЗУ может использоваться либо как независимое запоминающее

устройство, либо находиться в связке с несколькими блоками для реализации массивов памяти большого объема. Блоки могут использоваться для различных целей, например, как стандартные одно – и двух – портовые блоки ОЗУ. Двухпортовая память обладает рядом преимуществ: высокая надежность и помехоустойчивость, поскольку и память и система обработки расположены на одном кристалле. Размерность шины данных для обоих потов может быть сконфигурирована независимо, что позволяет создавать преобразователи размерности шины.

На какие ПЛИС имеет смысл ориентироваться при разработке сложных систем? ПЛИС CPLD предназначены для реализации заменителей россыпной логики, и плохо подходят для проектов с большим числом триггеров (регистров, счетчиков и т.п. – то – есть всего, что так влияет на характеристики процессора). ПЛИС FPGA гораздо более гибкая система, имеет больше триггеров, к тому же именно FPGA содержат блочную память, умножители и т.д. Поэтому проекты с процессорными ядрами необходимо выполнять на ПЛИС FPGA (табл.3).

Таблица 3. Основные параметры синтезируемых микропроцессорных ядер

Ядро	Разрядность	Макс. тактовая частота, МГц	Удельная производительность, DMIPS/МГц	Число LUT
MicroBlaze v3	32	100 - 200	0.81 – 0.92	1250
Nios2 Ekonomy	8	200	0.15	600
Nios2 Sdandard	16	165	0.74	1300
Nios2 Fast	32	185	1.16	1800
PicoBlaze v3	8	250	0.5	110
Leon3	32	150	1.0	3500

SOPC блочного типа включают в себя и программируемые, и фиксированные области, в которых жестко реализованы блоки с предопределенными функциями – аппаратные ядра (Hardcores, hard-ядра). В других областях кристалла, размещаетсяпрограммируемая пользователем часть, чаще всего типа FPGA. Сейчас основным ядром сложных блочных SOPC служит микропроцессор или микроконтроллер. К этой группе относятся микропроцессорные ядра, которые выполнены в виде соответствующих интегрированных аппаратных блоков ПЛИС. Данная группа представлена семейством микропроцессорных ядер Power PC фирмы IBM, которое присутствует в ПЛИС семейства Virtex-2Pro, Virtex-4 и Spartan-3. Главное преимущество аппаратных микропроцессорных ядер семейства Power PC проявляется в возможности функционирования с высокими тактовыми частотами, более высокая производительность.

Характерными примерами hard-ядер, помимо микропроцессоров и микроконтроллеров, могут служить блоки для реализации интерфейсов различных шин (в том числе шин PCI, VME), схемы поддержки интерфейса JTAG, множительные устройства для систем цифровой обработки сигналов.

Использование при проектировании SOPC многократно используемых сложно функциональных IP- блоков сокращает трудозатраты на разработку интегральных систем.

Характеристики некоторых современных аппаратных МП ядер, объем используемых ресурсов кристаллов и возможность применения в проектах, реализуемых на базе самых распространенных и доступных семейств ПЛИС приведены в таблице 3. Эти МП ядра предназначены для применения в ПЛИС семейств Virtex2Pro, Virtex-4 Spartan-3, а также в проектах, реализуемых на основе кристаллов семейства CoolRunner2.

Таблица3. Максимальная частота и производительность микропроцессорных ядер

МП ядро	Макс. частота, МГц	Удельная произв.,DMIPS/МГц
PowerPC970	2000	2.32
PowerPC950	100	2.00
PowerPC440	800	1.52
PowerPC405	400	1.44
MIPS24KEE0	625	1.33
ARM10	300	1.15
Strong ARM	233	1.11
ARM 9	220	1.1
ARM 7	80	0.8

Выводы. При обсуждении вопросов применения SOPC возникает проблема выбора между однородными и блочными архитектурами, т.е. между soft - и hard – ядрами. В этой сфере имеются различные мнения. Областью использования блочных SOPC являются системы высшего быстродействия – процессоры с рабочими частотами в сотни мегагерц, осуществляемые для hard – ядер, что нельзя выполнить для soft – ядер FPGA.

В настоящее время развиваются обе разновидности SOPC. Например, для SOPC типа generic фирмой Altera применено soft-ядро Nios, размещенное на кристалле семейств APEX20KE и APEX 20KC.

Фирма Xilinx разработала soft-ядро процессора Microblaze для своего семейства Virtex II. Это ядро работает на частотах до 125 МГц. А также ядра типа PicoBlaze применяются в ПЛИС семейств Spartan-3, CoolRunner II.

Hard-ядра базируются на RISC-архитектурах процессоров фирм ARM Limited, MIPS Technogies и IBM Microelectronics и работают на частоте до 200 МГц и более, в семействах Virtex-II Pro, Virtex-4, Virtex-5 семейств МП ядер Power PC.

Односторонние SOPC имеются в составе продукции фирм Altera (семейство APEX20K), Xilinx (семейство Virtex), Actel (семейство proASIC), Cypress Semiconductor (семейство Delta 39k), Lucent Technologies (семейство ORCAD4) и др.

Блочные SOPC с ядрами процессоров появились впервые в продукции фирм Triscend и Atmel, Altera, а затем фирм Cypress, Xilinx и др.

Список литературы

1. *Грушвицкий Р.И., Мурсаев А.Х., Угрюмов Е.П.* Проектирование систем на микросемах программируемой логики. – СПб.: БХВ – Петербург, 2002. – 608 с.

2. *Зотов В.Ю.* Проектирование встраиваемых микропроцессорных систем на основе ПЛИС фирмы Xilinx. - М.: Горячая линия – Телеком, 2006. – 520 с.

3. *Тарасов И.Е.* Системы на кристалле на базе FPGA Xilinx со встроенными процессорами PowerPC // Компоненты и технологии. 2005. №8.

УДК 621.396.676 (045)

О.В. Вишнівський
(Національний авіаційний університет, Україна)

МЕТОД ТА РЕЗУЛЬТАТИ РОЗРАХУНКУ КОЕФІЦІЄНТА ВЗАЄМОВПЛИВУ ПАРИ ЧВЕРТЬХВИЛЬОВИХ ШТИРЬОВИХ АНТЕН, РОЗМІЩЕНИХ НА ЛІТАКУ ТИПУ АН-148, НА ЧАСТОТІ 120 МГЦ

Розглянута метод визначення струмів в елементах сіткової моделі електродинамічного тіла. На основі знайденого розподілу струмів обчислено коефіцієнти взаємовпливу пари штатних антен, які розміщені літаку типу Ан-148

Вступ. Хай фрагмент L сіткової моделі об‘єкта з невідомою густиною струму $j(z')$ орієнтовано вздовж вісі z. Зв’язок густини струму з відомою функцією $g(z)$, яка визначена в точці z, установлений рівнянням Фредгольма:

$$g(z) = \int_L k(z,z')\, j(z')\, dz' , \tag{1}$$

тут z – координата точки спостереження, z' – координата точки на вісі елемента, в якій розташовано джерело струму, $\kappa(z, z')$ – ядро інтегрального рівняння.

Конкретніша форма рівняння (1), стосовно сіткової моделі об`єкта, відома як рівняння Поклінгтона

$$\frac{i}{\omega\varepsilon_0} \int_{-\frac{L}{2}}^{\frac{L}{2}} I(z') \left[\frac{\partial G(z,z')}{\partial z'^2} + k^2 G(z,z') \right] dz' = E_z^i(z) , \tag{2}$$

де L – довжина сегменту;

ω – кругова частота;

$\varepsilon_0 = \dfrac{10^{-9}}{36\pi}$ Ф/м – електрична стала;

$G(z,z') = \dfrac{e^{-ikr}}{4\pi r}$ – функція Гріна;

λ – довжина хвилі;

$k = \dfrac{2\pi}{\lambda}$ – хвильове число;

$r = \sqrt{(z - z')^2 + a^2}$;

a – радіус сегмента сіткової моделі;

$I(z') = \int_x j(z)dz$ – струм в точці z';

$E_z^i(z)$ – напруженість електричного поля падаючої хвилі на поверхні сегмента сіткової моделі в точці спостереження z.

Постановка задачі. На практиці інтегральне рівняння Поклінгтона (2) розв‘язують за допомогою методу моментів, або його варіанту – методу Галеркіна [1, 2].

При використанні методу Галеркіна необхідно обчислювати елементи матриці узагальнених імпедансів

$$z_{mn} = \left\langle W_m, L_{op}(J_n) \right\rangle, \tag{3}$$

де L_{op} - інтегральний оператор, W_m - вагові функції, J_n - струми в стрижнях сіткової моделі. Якщо всі необхідні інтегрування проводити за допомогою чисельних методів, - обчислювання елементів z_{mn} стає надзвичайно громіздким та потребує великих затрат машинного часу.

Від цієї складності можна частково позбутися, якщо у якості вагових функцій обрати дельта-функції Дірака $\delta(S-S_m)$ [1].

При цьому записуємо [1] :

$$\begin{bmatrix} \langle \delta(S-S_1), L_{op}(J_1) \rangle & \langle \delta(S-S_1), L_{op}(J_2) \rangle & . \\ \langle \delta(S-S_2), L_{op}(J_1) \rangle & . & . \\ . & . & . \\ . & . & . \\ . & . & . \\ . & . & . \end{bmatrix} \bullet \begin{bmatrix} I_1 \\ I_2 \\ . \\ . \\ . \\ I_N \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \langle \delta(S-S_1), E_1^i \rangle \\ \langle \delta(S-S_2), E_2^i \rangle \\ . \\ . \\ . \\ \langle \delta(S-S_N), E_N^i \rangle \end{bmatrix}, \quad (4)$$

де S - відстань від деякого початку відліку, а S_m - відстань до точки, у якій необхідно задовольнити граничні умови. Нижній індекс біля поля, що падає, E_m^i показує, що зшивання проводиться у точці m.

При застосуванні такого підходу все інтегрування зводиться лише до обчислення інтегрального оператора L_{op} .

Для розв‘язання задачі, що поставлена у даній роботі, в якості базисних функцій було взято кусково-постійні функції.

Кожен елемент сіткової моделі було розбито на сім підсегментів, точки зшивання взято рівномірно вздовж кожного елементу сіткової моделі об`єкту. При цьому була досягнута добра збіжність рішення, як і у випадку, описаному в [1].

Таким чином, матриця імпедансів у (4) містила 49 елементів, а самі узагальнені імпеданси обчислювались згідно з формулою

$$z_{mn} = \int_{-\frac{L}{2}}^{\frac{L}{2}} \frac{e^{-ikr}}{r^5}[(1+ikr)(2r^2-3a^2)+k^2a^2r^2]dz`, \quad (5)$$

що подана в [1].

У випадку, коли $m \neq n$, узагальнений імпеданс має смисл взаємного опору між підсегментами m та n. Якщо ж $m = n$, він має сенс опору випромінювання даного підсегмента.

Розподіл струмів в елементах сіткової моделі знайдено за методикою, наведеною вище.

Аналіз досліджень та публікацій. Результати перевірено на тестовій задачі [1], с.86 (розподіл струмів та діаграми спрямованості конусу, що збуджується чвертьхвильовою дротовою антеною). Розрахункові результати співпадають з експериментальними з точністю до погрішності.

Результати. Коефіцієнт зв‘язку між двома антенами, що належать радіопередавачу та радіоприймачу пари незалежних радіотехнічних систем, між якими необхідно забезпечити ЕМС, визначаємо за співвідношенням:

$$K_0 = 20\lg\frac{I_{21}}{I_1},\ \text{дБ} \quad (6)$$

де I_1 - середньоквадратичне значення струму в антені передавача першого радіоелектронного засобу (РЕЗ) та характеризує непередбачувану заваду для другого РЕЗ; I_{21} - середньоквадратичне значення струму в антені радіопередавального пристрою другого РЕЗ. Домовимось називати антену, що працює у режимі передачі, випромінюючою антеною, а антену, яка працює на прийом, та для якої необхідно знайти оптимальне місце установки – антеною-рецептором, або пасивною антеною.

Вихідні дані. Об‘єкт зображено на рис. 2 – це сіткова модель літака типу Ан-148. Частота: 120 МГц. Випромінювальна антена: на килі літака встановлено чвертьхвильову для частоти 120 МГц штирьову антену (масштаб не збережено), розподіл струму вздовж якої вва-

жається відомим [8]. Антена-рецептор: чвертьхвильова для частоти 120 МГц штирьова антена.

Результати розрахунку. Коефіцієнти: За формулою (6) розрахований коефіцієнт взаємовпливу між цією антеною й такою само, але вже антеною-рецептором.

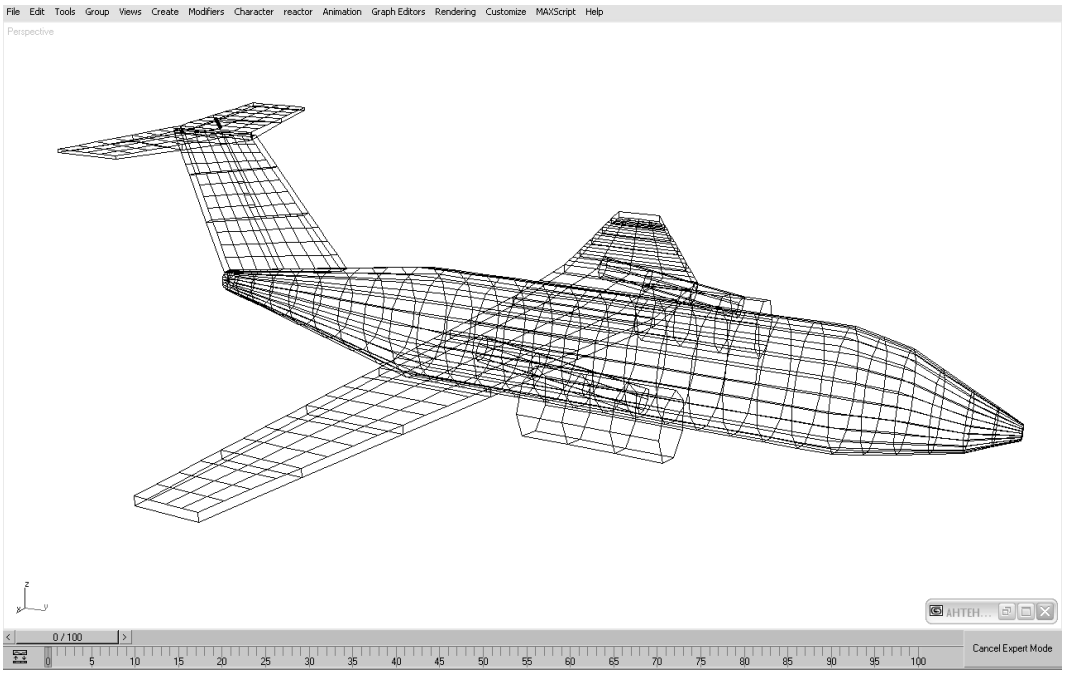


Рис. 2. Сіткова модель літака типу Ан-148 та встановлена на його килі випромінювальна штирьова антена

На рис. 3 представлені значення коефіцієнту взаємовпливу між випромінюючою та пасивною антенами K_0 (дБ), розраховані для усіх можливих місць встановлення антени-рецептора в N=500 вершинах сіткової моделі об‘єкта.

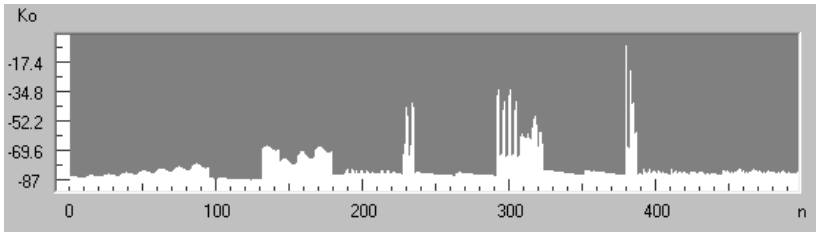


Рис. 3. Коефіцієнт взаємовпливу між випромінювальною та пасивною антенами

Як видно з графіку, коефіцієнт взаємовпливу має складну залежність від номерів вузлів сіткової моделі. Одне з можливих раціональних розміщень антени-рецептора розташоване в носовій частині фюзеляжу в околі точок №8-12 (рис. 4), де $K_0 = -86,7$ дБ.

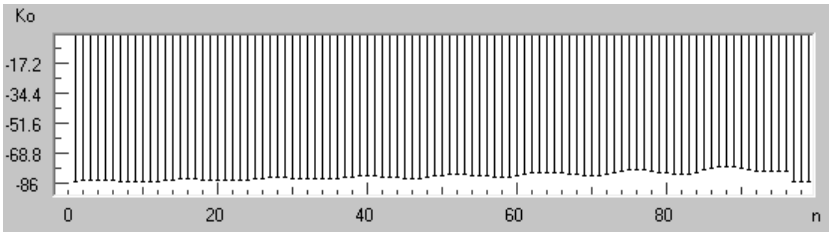


Рис. 4. Значення коефіцієнту взаємовпливу між випромінювальною та пасивною антенами, розраховані для точок №1-100

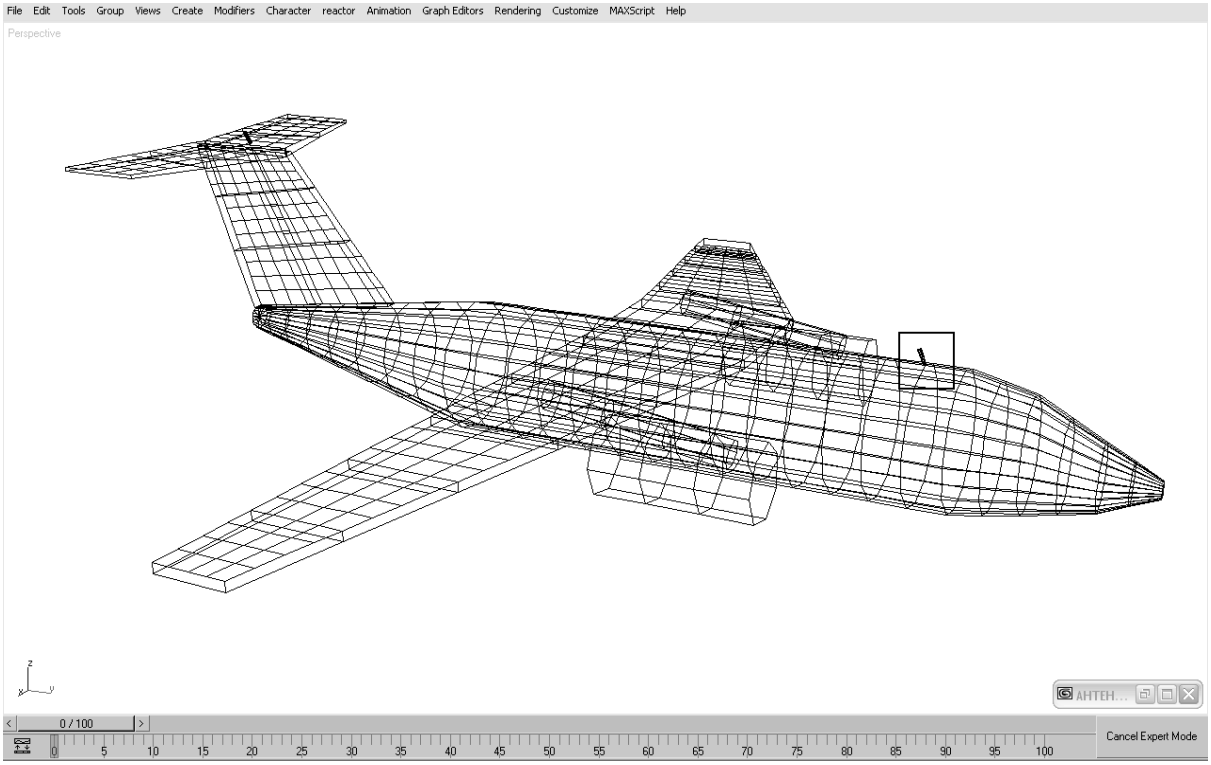


Рис. 5. Літак типу Ан-148 з випромінювальною антеною й антена-рецептор, встановлена в раціональне місцеположення

Воно показане квадратом (рис. 5).

Висновки. У випадку встановлення випромінювальної чвертьхвильової антени, що працює на частоті 40 МГц, на килі сіткової моделі літака типу Ан-148, одним з оптимальних місць для встановлення антени-рецептора є верхня носова частина фюзеляжу. Також можливою є установка антени-рецептора на кінцях крил.

Список літератури

1. *Р. Митра* Вычислительные методы в электродинамике. – М.: «Мир», 1972.- 485с.

2. *С.И. Баскаков* Электродинамика и распространение радиоволн. – М.: «Высшая школа», 1992. – 416с.

УДК 621.397

А.С. Мирошниченко (Национальный авиационный университет, Украина)

МЕТОД УЛУЧШЕНИЯ ПОРОГОВЫХ АЛГОРИТМОВ ДИАГНОСТИКИ ЦИФРОВЫХ ТЕЛЕВИЗИОННЫХ МАММОГРАФИЧЕСКИХ ИЗОБРАЖЕНИЙ

В данной работе был рассмотрен алгоритм повышения эффективности поиска патологий на цифровых маммограммах. Были исследованы три пороговых алгоритма поиска патологий: центральных моментов, пяти правил и разделения на классы плотности и получены следующие результаты: у центральных моментов и разделения на классы плотности эффективность повысилась на 11 и 4 % соответственно, а у алгоритма пяти правил снизалась на 30 %.

Рак молочной железы (РМЖ) относится к числу наиболее часто встречающихся форм злокачественных новообразований. За период с 1976 по 2007 годы стандартизированный показатель заболеваемости женского населения раком молочной железы возрос с 21,1 на 100 тыс. женского населения до 33,3, т.е. на 57,8 % [1-9]. Для снижения заболеваемости и смертности в результате этого заболевания в большинстве развитых стран введен маммологический скрининг. Наиболее приемлемым методом для этих целей оказалась рентгеновская маммография. Однако при внедрении маммологического скриннинга, возникает проблема недостатка квалифицированных врачей рентгенологов, которые могли бы обработать получаемые данные. Компьютерная диагностика, которая основывается на алгоритмах автоматического поиска патологий, является альтернативным методом диагностики.

В алгоритмах обработки цифровых маммографических изображений неизбежны так называемые ошибки первого и второго родов. Ошибка первого рода состоит в пропуске патологии, а ошибка второго рода возникает, когда нормальные ткани ошибочно воспринимаются как патологии. Для пороговых методов, ошибка второго рода возникает в случае, если пиксели, отвечающие патологиям, имеют яркость серого ниже найденного алгоритмом порога. Наиболее часто это встречается в следующих случаях:

- патология находится возле кожного участка молочной железы (см. рис 1 а, б).
- патология находится в области жировых тканей молочной железы, и при этом присутствует развитая железистая часть (рис. 1 в,г).

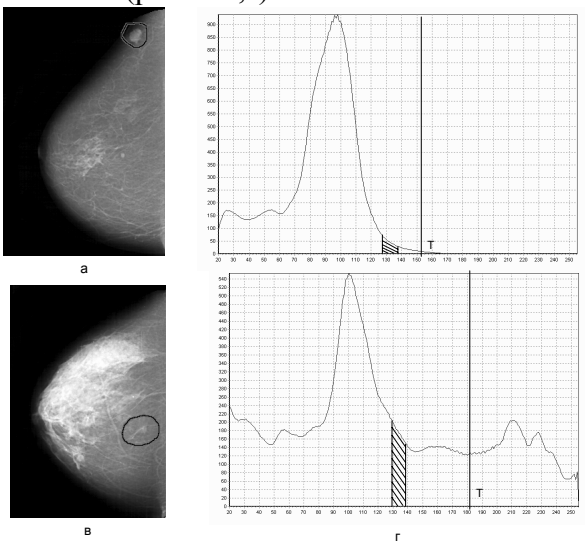


Рис. 1. Цифровые маммограммы, патологии на которых, не были найдены ни одним из трех рассматриваемых пороговых методов.

Ошибки первого рода (см.рис.2) возникают в таких случаях:

- имеется яркая контрастная сетке кровеносных и млечных сосудов, которая воспринимается как патология;

– существует хорошо развитая железистая ткань молочной железы;

– в зону интереса попадает край мышечной ткани, неправильно определенный как рабочая область молочной железы.

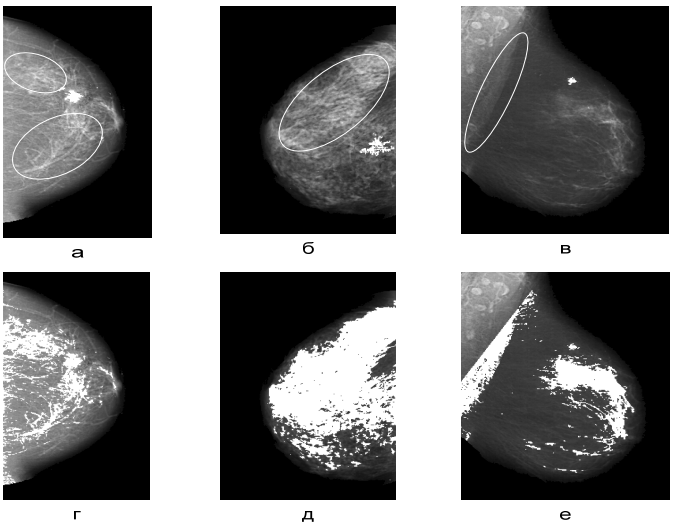


Рис.2. Примеры ошибок первого рода при поиске патологий молочных желез при помощи пороговых методов: а, г – сетка кровеносных и млечных сосудов; б, д – железистая ткань молочной железы; в, е – край мышечной ткани, не отсегментированный на боковой проекции.

Из базы данных цифровых маммограмм было выбрано 301 изображение с опухолевым РМЖ. Каждое из них было обработано тремя пороговыми алгоритмами поиска патологий: центральных моментов, пяти правил и разделения на классы плотности [10-12].

Результаты поиска патологий на цифровых маммограммах приведены в таблице 1.

Таблица 1. Результаты поиска патологий тремя пороговыми алгоритмами.

Кол-во изображений с опухолью	Алгоритм	% найденных пикселей, принадлежащих патологиям	% найденных опухолей	% лишних найденных пикселей
301	Центральных моментов	55,99%	61,13%	10,54%
	Пяти правил	46,87%	52,82%	8,38
	Разделения на классы плотности	87,29%	92,03%	23,35%

Целью данной работы является разработка алгоритма, позволяющего снизить вероятность неправильных решений при диагностике патологий на цифровых телевизионных маммографических изображениях.

На рис. 3 (а и б) представлены поверхности яркости рабочих областей фронтальной и боковой проекций рентгеновских изображений молочных желез. Как видно из рисунков, яркость пикселей, принадлежащих внутренним и внешним областям молочной железы, значительно отличаются. Поэтому, первым этапом работы алгоритма повышения эффективности поиска патологий на цифровых маммограммах, является выравнивание фона рабочей области молочной железы, для уменьшения эффекта, влияния структуры фона на принятие ложноотрицательного решения.

Был предложен следующий алгоритм выравнивания фона молочной железы:

1. Рассчитать профили средних значений яркости по осям X и Y.

$$\begin{cases} \mathrm{Sred}_Y(x) = \sum\limits_y I(x,y) / N_Y(x) \\ \mathrm{Sred}_X(y) = \sum\limits_X I(x,y) / N_X(y) \end{cases} \quad x, y \in Z_{МЖ},$$

где $Z_{МЖ}$ – рабочая область молочной железы, $N_Y(x)$ и $N_X(y)$ – количество пикселей в X-ом столбце и в Y-ой строке соответственно, принадлежащим $Z_{МЖ}$.

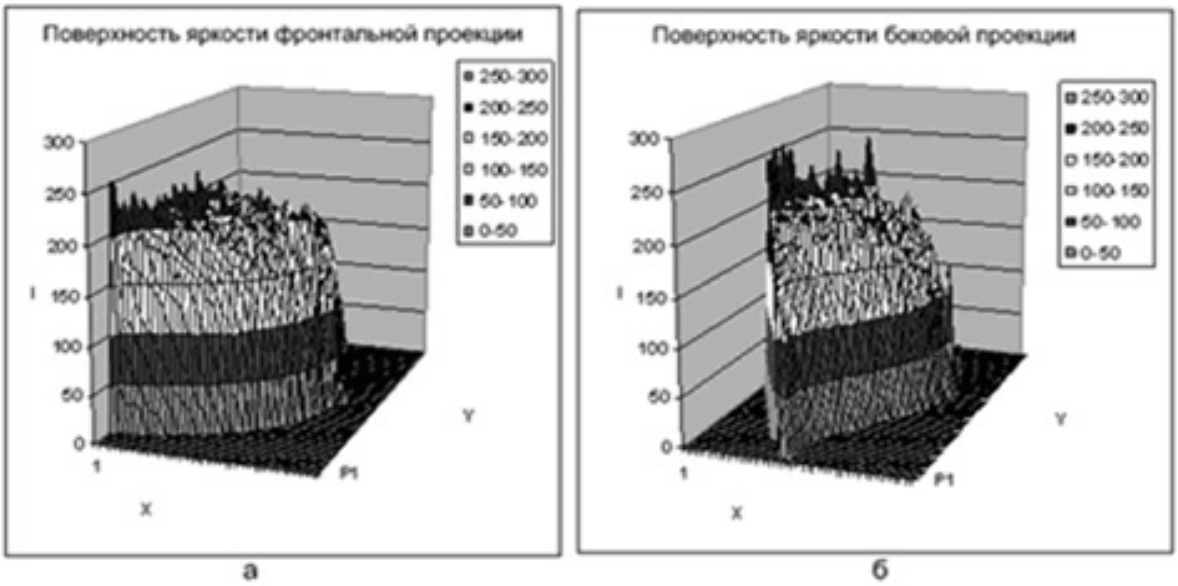


Рис.3. Поверхности яркости рентгеновских изображений молочной железы: а – фронтальная, б – боковая проекции.

2. Для профиля средних значений яркости по оси X изображений каждой проекции молочных желез находим максимальное значение яркости $Norm_X$. Для профиля средних значений яркости по оси Y находим ближайшее к грудной фиксации среднее значение яркости, для которой первая производная равна 0 и обозначаем ее как $Norm_Y$.

3. Рассчитываем нормализующие коэффициенты по осям X и Y:

$$Koef_Y(x) = Sred_Y(x) / Norm_Y$$
$$Koef_X(y) = Sred_X(y) / Norm_X .$$

4. Нормализируем рабочую область молочной железы с использование нормализующих коэффициентов:

$$I_{Norm}(x, y) = 2I(x, y) / (Koef_Y(x) + Koef_X(y)).$$

Вторым этапом работы алгоритма повышения эффективности поиска патологий на цифровых маммограммах, является снижения количества ложно-положительных решений. Для этого на изображениях, на которых найдены патологии, необходимо убрать из рассмотрения те пиксели, которые были ошибочно восприняты как патологии. Такие пиксели имеют следующие свойства:

1. Если в найденной группе пикселей их количество меньше какого-то априорно вычисленного значения.

2. Если для некоторого участка рабочей области изображения молочной железы плотность распределения пикселей, определенных как патология в два и более раза меньше, чем на участке с максимальной плотностью распределения пикселей.

3. На боковых проекциях, если на границе рабочей области и грудной мышцы патологии геометрические размеры по вертикали в 2 и более раз больше чем по горизонтали.

Результаты работы алгоритма повышения эффективности поиска патологий на цифровых маммографических изображениях представлены в таблице 2.

Таблица 2. Результаты поиска патологий на маммографических изображениях до и после обработки.

Кол-во изображ. с опухолью	Алгоритм	% найденных пикселей, принадлежащих патологиям	% найденных опухолей	% лишних найденных пикселей
301	Центральных моментов	↑ 61,09%	↑ 72,09%	↓ 8,88%
	Пяти правил	↓ 23,35%	↓ 29,57%	↓ 2,44%
	Разделения на классы плотности	↑ 89,88%	↑ 96,34%	↓ 20,72%

Выводы. Разработанный алгоритм повышает эффективность диагностики опухолевых патологий на цифровых маммограммах для методов центрального момента и разделения на классы плотности и снижает эффективность метода пяти правил.

Список литературы

1. *Гулак Л.О., Федоренко З.П.,Є.Л.Горох.* Захворюваність населення України на злоякісні новоутворення – результати 21-річного моніторингу (1976-1996)// Бюлетень Національного канцер-реєстру України. - Київ – 2004. – 40 с.

2. *Федоренко З.П., Гулак Л.О., Є.Л.Горох.* Рак в Україні, 1998 – 2000. Захворюваність, смертність, показники діяльності онкологічної служби // Бюлетень Національного канцер-реєстру України. - Київ – 2001. – 115 с.

3. *Федоренко З.П., Гулак Л.О., Є.Л.Горох.* Рак в Україні, 2000 – 2001. Захворюваність, смертність, показники діяльності онкологічної служби // Бюлетень Національного канцер-реєстру України. - Київ – 2002. – 128 с.

4. *Федоренко З.П., Гулак Л.О., Є.Л.Горох.* Рак в Україні, 2001 – 2002. Захворюваність, смертність, показники діяльності онкологічної служби // Бюлетень Національного канцер-реєстру України. - Київ – 2003. – 118 с.

5. *Федоренко З.П., Гулак Л.О., Горох Е.Л.* Рак в Україні, 2002-2003. Захворюваність, смертність, показники діяльності онкологічної служби // Бюлетень Національного канцер-реєстру України. - Київ, 2004. – 156 с.

6. *Федоренко З.П., Гулак Л.О., Горох Е.Л.* Рак в Україні, 2003-2004. Захворюваність, смертність, показники діяльності онкологічної служби // Бюлетень Національного канцер-реєстру України. - Київ, 2005. – 96 с.

7. *Федоренко З.П., Гулак Л.О., Горох Е.Л.* Рак в Україні, 2004-2005. Захворюваність, смертність, показники діяльності онкологічної служби // Бюлетень Національного канцер-реєстру України. - Київ, 2006. – 94 с.

8. *Федоренко З.П., Гулак Л.О., Горох Е.Л.* Рак в Україні, 2005-2006. Захворюваність, смертність, показники діяльності онкологічної служби // Бюлетень Національного канцер-реєстру України. - Київ, 2007. – 95 с.

9. *Федоренко З.П., Гулак Л.О., Горох Е.Л.* Рак в Україні, 2006-2007. Захворюваність, смертність, показники діяльності онкологічної служби // Бюлетень Національного канцер-реєстру України. - Київ, 2008. – 100 с.

10. *L. Li, R.A. Clark, J.A.Tomas.* Computer-aided diagnosis of masses with full-field digital mammography // Acad. Radiol. – 2002 – N 9 – p. 2-12

11. *M.A.Gavrilides, J.Y. Lo, R. Vargas-Voracek.* Segmentation of suspicious clustered microcalcifications in mammograms // Med. Phys. – 2000 – N 1 – p.13-22

12. *Chuan Zhou, H-P. Han, N. Petrick.* Computer image analysis: Estimation of breast density on mammograms // Med. Phys. – 2001 – N 6 – p.1056-1068.

УДК 612.467; 616.61-78:004.942(02)

Е.С. Иваницкий
(Национальный авиационный университет, Украина)

МАССОПЕРЕНОС В МЕМБРАНАХ БИОЛОГИЧЕСКИХ СИСТЕМ

В статье рассматриваются различные механизмы массопереноса через мембраны биологических систем, а в частности, клетки человека.

В последнее время при изучении гомеостаза все чаще обращают внимание не только на определенное постоянство внутренней среды организма, но и на сопутствующее ему обмен информации, веществ и энергии, которые взаимосвязаны между собой. Так перемещении веществ по организму, которое ведет за собой перераспределение энергетических потенциалов, которые, вместе с некоторыми молекулами, являются информацией о системе для регуляторов организма.

Изучение и моделирование этих процессов может привести к пониманию более широких процессов в природе и к новым решениям в технике: как исследование в области нервной деятельности привели к созданию нейронных сетей, одного из прообразов исскуственного интеллекта.

Организм в общем виде является открытой системой и окружающая среда оказывает огромное влияние на процессы проходящие в нем. Следовательно, изучая процессы обработки и «переработки» информации о внешнем воздействии, можно предвидеть, а в некоторых случаях и влиять, на процессы внутри организма и «выходные ответы» системы в целом.

Одним из ключевых моментов внутренних процессов гомеостаза является массоперенос между 3 жидкостными компартментами организма: внутриклеточной, междуклеточной и внутрисосудистой жидкостями. Между ними распределена вся жидкость организма в процентном соотношении 80;15;5% соответственно.

Основной структурой, через которую и проходит этот перенос, является клеточная мембрана.

Мембрана состоит из двух асимметрических липидных слой с включениями белков (рис.1). Процентное содержание в мембране липидов и белков зависит от основных функций самой клетки, например в миелиновой оболочке нерва липидов до 60%, а в мембране эритроцита 40%.

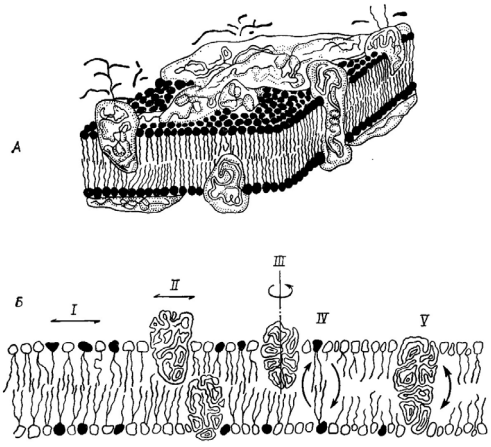


Рис.1. Современные представления о структуре биологических мембран (А) и подвижности их компонентов (Б):

I – латеральная подвижность липидов в бислое; II – латеральная подвижность белковых молекул; III – вращательная подвижность; IV – флип-флоп переход липидных молекул; V – флип-флоп переход белковых глобул.

С момента доказательства существования мембраны было создано более десяти структурных моделей мембраны. Наиболее популярна жидкомозаичная теория предложенная J.

Lenard и S. Singer. Согласно которой белки «плавают» на поверхности липидного бислоя в виде глобулярных молекул погруженных в мембране. В последнее время с развитием теории автоволновых процессов начала развиваться «смешанная» модель, основанная на жидкомозаичной и белково-кристалличекой. Её чаще называют жидкокристаллической. Её суть состоит в том, что в зависимости от изменения совокупности внешних и внутренних факторов, мембрана периодически переходит из одной фазы (жидкомозаичной) в другую (кристаллическую) совершая тем самым колебания определенной частоты, кроме тех которые образуются во время пребывания в жидкомозаичной фазе. Эти колебания помогают прохождению массопереноса.

Транспорт через мембрану проходит пассивно (диффузия, фильтрация, обратный осмос) или посредством активного транспорта (рис.2.)

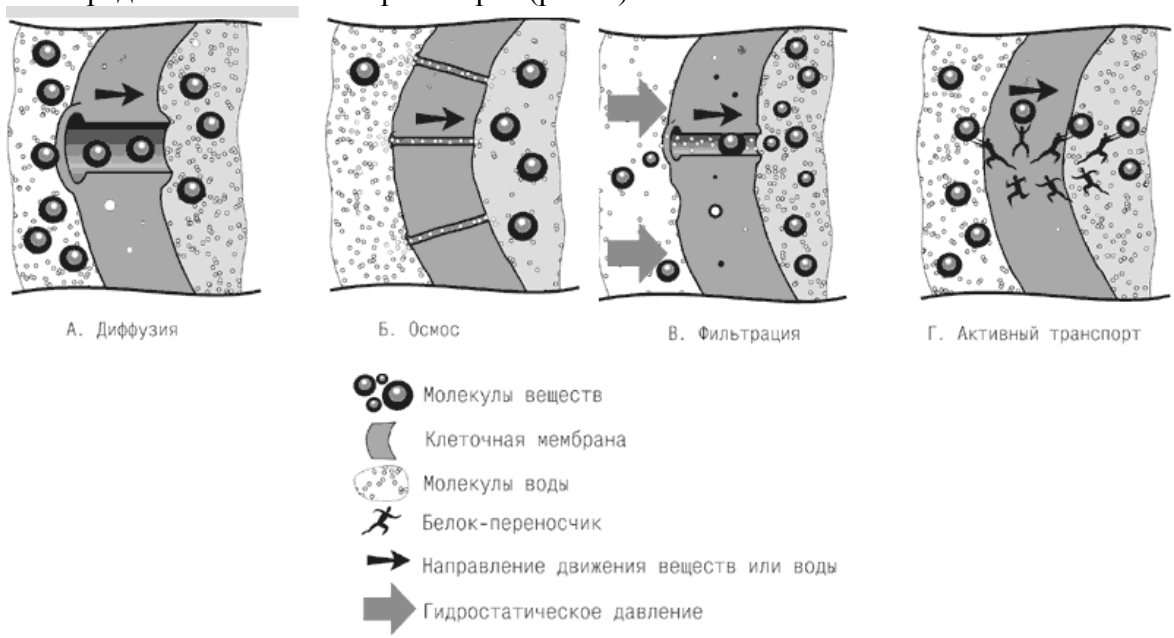


Рис.2. Транспорт через мембрану

Пассивный перенос веществ через мембрану не требует энергетических затрат. Как говорилось выше, пассивный транспорт включает в себя диффузию, осмос и фильтрацию.

Диффузия представляет собой процесс, при помощи которого растворенные вещества распространяются и постепенно заполняют собой весь доступный объем. В нашем случае молекулы и ионы, растворенные в жидкости, находятся в хаотической движении, сталкиваясь с молекулами растворителя и мембраны. При столкновении с мембраной возможен двоякий исход: молекула либо «отскочит», либо пройдет через мембрану. Когда вероятность последнего события высока, говорят, что мембрана проницаема для данного вещества.

Если концентрация веществ по обе стороны мембраны различна, возникает поток, направленный на восстановление одинаковой концентрации.

Плотность потока вещества ,в общем случае, подчиняется закону Фика:

$$j_m = -D\frac{dC}{dx},$$

где D- коэффициент диффузии, C – концентрация вещества, и для потокоа вещества через мембрану

$$j_m = -DgradC = D\frac{C_1^M - C_2^M}{l},$$

где l – толщина мембраны.

В большинстве случаев считается, что, в основном, диффузионное движение происходитиз области с большой концентрацией в область с меньшей концентрацией.

В случае, когда мембрана непроницаема или плохо проницаема для растворенного вещества, но проницаема для воды, она подвергается действию осмотических сил.

Осмос – движение молекул растворителя через мембрану из области меньшей концентрации растворенного вещества в область с большой концентрацией. Осмотическое давление это то наименьшее давление, которое надо приложить к раствору, для того чтобы предотвратить перетекание растворителя через мембрану в раствор с большей концентрацией растворенного вещества.

Молекулы растворителя приводятся в движение силой, возникающей вследствие разности химических потенциалов, и молекулы растворителя, перемещаясь из раствора с меньшей в раствор с большей концентрацией, движутся в термодинамическом смысле «вниз», «по градиенту», т.к. при растворении химический потенциал уменьшается.

Большую роль в регуляции водного баланса играет эластичность мембраны, создающей гидростатическое давление, препятствующее поступлению воды в клетку.. При наличии разности гидростатических давлений в двух областях среды вода может фильтроваться через поры барьера, разделяющего эти области.

Диффузия ионов происходит, в основном, через специализированные белковые структуры мембраны – ионные каналы. В зависимости от вида ткани может быть различный набор ионных каналов: натриевые, калиевые, кальциевые, натрий-калиевые, хлорные. Перенос ионов по каналам имеет ряд особенностей от простой диффузии.

Ионные каналы могут находиться в открытом, закрытом и инактивированном состояниях. Переход из одного состояния в другой управляется или изменением электрической разности потенциалов на мембране, или взаимодействием физиологически активных веществ с рецепторами. Соответственно каналы бывают потенциал-зависимые или рецептор-управляемые. Избирательная проницаемость канала для конкретного вида иона определяется наличием специальных селективных фильтров в его устье.

Сравнительно небольшие полярные молекулы, например, гликоли, моносахариды и аминокислоты, практически не проникают через мембрану за счет простой диффузии. Их перенос осуществляется путем облегченной диффузии. Облегченной называется диффузия вещества по градиенту его концентрации, которая осуществляется при участии особых белковых молекул-переносчиков.

Транспорт Na^+, K^+, Cl^-, Li^+, Ca^{2+}, HCO_3^- и др. могут также специфические переносчики. Характерными чертами этого вида переноса является более высокая скорость по сравнению с простой диффузией, зависимость от строения его молекул, насыщаемость, конкуренция и чувствительность к ингибиторам. Эти черты являются результатом специфичности белков-переносчиков и ограниченным количеством их в мембране.

Различают несколько видов транспорта путем облегченной диффузии: с фиксированным переносчиком и подвижным переносчиком.

Кроме простой и облегченной диффузии пассивный транспорт происходит с помощью фильтрации – движения раствора через поры в мембране под действием градиента давления. Скорость переноса при фильтрации подчиняется закону Пуазейля:

$$\frac{dV}{dt} = \frac{P_1 - P_2}{W}$$, где W- гидравлическое сопротивление.

Не все вещества могут пройти через мембрану без затрат энергии. Особенно это касается случаев перехода из мест с меньшим значением электрохимического потенциала в места большим значением.

Активный транспорт в мембране сопровождается ростом энергии Гиббса, т.е. за счет затраты энергии запасенных в АТФ.

За счет активного транспорта поддерживются многие жизненные процессы, т.е. с точки зрения термодинамики удерживет организм в неравновесном состоянии.

Выводы. Исследование массопереноса через мембрану ведется относительно давно. Так закон Фика основан на работах Нернста, Стокса и Эйнштейна и применяется в технике

для расчета переноса жидкостей и газов. На осмотическом давлении и фильтрации основан гемодиализ. Исследованию облегченной диффузии посвящено много работ Марри и она подобна закону Михаэлиса-Ментена для фармакологических реакций. Большую сложность для исследования и моделирования представляет активный транспорт, но и здесь довольно часто применяют закон Михаэлиса-Ментена.

Несмотря на довольно большое количество работ по различным методам массопереноса через мембрану, практически не встречается попыток объединения всех методов в одну модель, т.к. это сопряжено со многими неопределенностями в обеспечении модели.

Список литературы

1. *Рубин А.Б*. Биофизика. − М., 2000.− 468 с.
2. *Самойлов В.О.* Медицинская биофизика. − С-Пб.: «Спецлит», 2004.− 495 с.
3. *Котык А., Яначек К.* Мембранный транспорт.М.: «Мир», 1980. − 444 с.
4. *Тиноко И., Зауэр К., Вэнг Дж., Паглиси Дж.* Физическая химия. Принципы и применение в биологических науках. − М.: «Техносфера», 2005. − 744 с.

УДК 681.377

О.І. Осмоловський, кандидат технічних наук
(Національний авіаційний університет, Україна)

АДАПТИВНІ МЕТОДИ ЗБЕРЕЖЕННЯ ЦИФРОВОЇ ГРАФІЧНОЇ ІНФОРМАЦІЇ

Запропоновано методи, які дозволяють досягти підвищеного ступеня стиснення цифрової графічної інформації у порівнянні з відомими. Наводяться результати порівняльного аналізу ефективності розглянутих методів для різних видів цифрових зображень.

Вступ. Стрімкий розвиток цифрових технологій дозволив поступово відмовитися від більшості традиційних методів передачі, обробки та збереження інформації в аналоговій формі. Окрім текстової, числової та інших видів детермінованої інформації, для яких розроблені і використовуються достатньо ефективні методи компактного її представлення – архіватори, компресори, перетворенню в числову форму з метою подальшої обробки і збереження почали піддаватися й інші види інформації, які досить тривалий час не були придатні для такої процедури внаслідок занадто високих вимог до потужності комп'ютерних засобів. Мова йде про зображення та звук, які можна представити у вигляді двовимірного та одновимірного масивів даних відповідно, якщо в якості індекса елементів масивів застосувати координати фрагментів зображень – у першому випадку, і поточний дискретний час – у другому.

Цінність цифрових методів збереження аналогової у вихідному стані інформації полягає в тому, що остання відтепер перестає змінюватися у часі, тобто може зберігатися необмежений період і бути використана в будь-який момент для подальшої обробки. Недолік цифрового представлення аналогових даних – наявність дискретності інформації як у часі (для звуку) або просторі (для зображень), так і за рівнем (роздільною здатністю) фізичного значення вихідних даних. Тому, щоб задовольнити потреби користувача в якості (точності, достовірності) збереженої інформації, ступінь дискретизації вихідної інформації доводиться зменшувати до необхідного (прийнятного) рівня, що призводить до значного розширення обсягу числових данних, що підлягають обробці. Не зважаючи на те, що потужність комп'ютерних засобів постійно зростає, безпосередня передача повного обсягу цифрової інформації без стиснення є не тільки недоцільною, але й неможливою, оскільки врешті потребує занадто багато часу [1, 2]. Аналогічно, збереження такої інформації залучає значні ресурси довгострокової пам'яті і також потребує значного часу для доступу до неї. Отже, проблема ефективного стиснення цифрової інформації з метою її компактного зберігання і скорочення часу, необхідного для доступу та передачі даних, набуває все більшої актуальності.

Постановка завдання. Застосування архіваторів, призначених для текстової або числової табличної інформації, для стиснення графічної інформації у загальному випадку не є ефективним, оскільки вони не враховують специфіки цього виду числових даних і не можуть використати додаткові можливості для одержання кращого результату. Слід відзначити, що в роботі не йде мова про застосування таких архіваторів, які забезпечують високий ступінь компресії за рахунок погіршення якості вихідної інформації (часткові втрати даних, їх спотворення або будь-яка невідповідність оригіналу) і діють на підставі врахування специфіки сприйняття подібної інформації людиною. Існує низка галузей господарства, для яких цілковита достовірність збереженої графічної інформації є пріоритетною, але задача достатнього ступеню стиснення інформації залишається не вирішеною.

В даній роботі запропоновано методи, які дозволяють досягти підвищеного ступеня стиснення цифрової графічної інформації у порівнянні з відомими, та наводяться результати порівняльного аналізу ефективності розглянутих методів.

Вирішення завдання. Специфіка цифрових зображень повністю визначається особливостям вихідного аналогового зображення, яке було використано для перетворення в детерміновану цифрову форму. В загальному випадку з точки зору оцінки складності вихідних зображень останні можна умовно розподілити на групи з різними значеннями певних пара-

метрів, що характеризують цифровий код як послідовність відліків значень вихідної фізичної величини, а саме яскравості елементів зображення. Якщо цифровий код використовувати для передачі інформації, то зручно користуватися таким параметром, як спектральний склад даного дискретного сигналу. Сигнали з широким рівномірним спектральним складом набагато гірше піддаються стисненню. Часто для оцінки можливостей стиснення такого коду важливим є параметр, що визначає рівні сигналу, які він може приймати з певною ймовірністю. Граничний випадок – бінарний сигнал, коли цифровий код приймає тільки два певні значення. Проміжний випадок – індексований цифровий сигнал, за якого кількість можливих значень менша за повне число рівнів, визначених квантуванням сигналу за рівнем, а саме розрядністю цифрового коду.

Для тестування запропонованих методів стиснення цифрових зображень використано кілька моделей зображення з різними значеннями названих параметрів, а саме:

– індексований багаторівневий сигнал зі змінною тривалістю і амплітудою фрагментів за випадковим законом;
– білий шум без обмеження спектру;
– білий шум з обмеженим спектром та рожевий шум;
– бінарний сигнал з періодичністю, змінюваною за випадковим законом;
– лінійно змінюваний сигнал з різною швидкістю;
– комбінація лінійного і індексованого сигналів з шумом змінної амплітуди.

Окремі форми перерахованих сигналів представлено на діаграмах рис. 1-4.

Наведений перелік сигналів охоплює більшість моделей, що характеризують реальні зображення. Так, сигнал у вигляді шуму з необмеженим спектром, близький до спектру зображень на космічних знімках з крупним масштабом (забудовані міста, лісові зони, тощо). Монотонно змінюваний сигнал характеризує градієнтні ділянки зображень, а випадковий за тривалістю і амплітудою багаторівневий сигнал відповідає протяжним об’єктам, які мають постійне забарвлення в своїх геометричних межах. Бінарний сигнал відповідає ділянкам з постійним контрастом, де присутні тільки два рівні яскравості, наприклад, крайні значення – білий і чорний. В загальному випадку реальне зображення являє комбінацію перерахованих сигналів в різних пропорціях по його поверхні.

Розрахунки виконано для фрагменту монохромного зображення, представленого числовою послідовність восьмирозрядного двійкового коду довжиною у 1024 відліків. У загальному випадку дану послідовність можна записати у вигляді прямокутної матриці двійкових однорозрядних чисел a_{ij} розміром 8 х 1024, де i = 1…8 – номер рядка, j = 1…1024 – номер стовпця матриці.

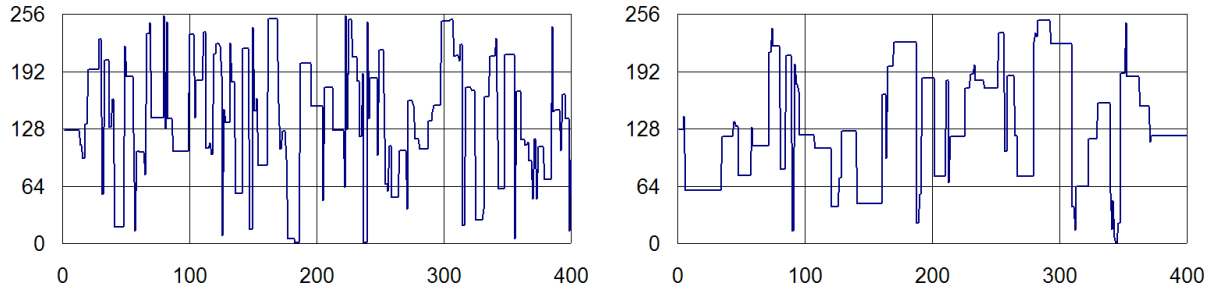


Рис. 1. Приклади відеосигналів прямокутної форми з різною частотою перемикань

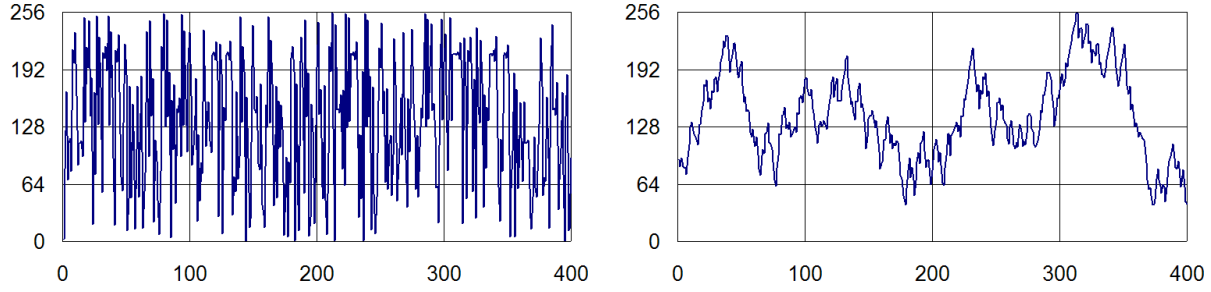


Рис. 2. Форма випадкових сигналів з різним спектральним складом

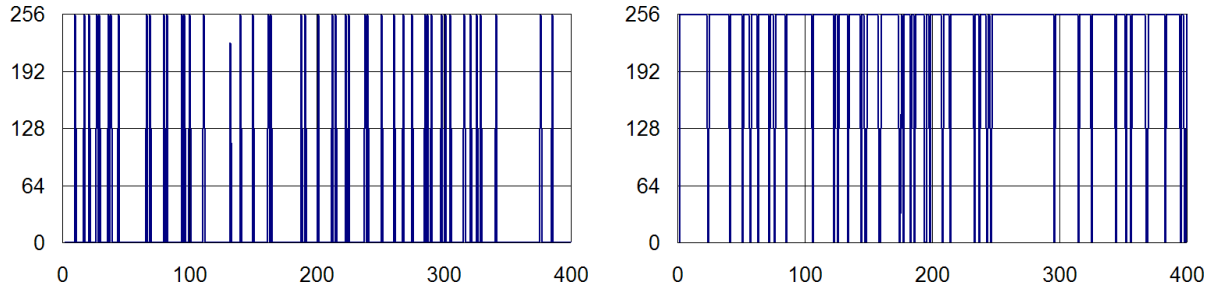


Рис. 3. Приклади бінарних сигналів з різним усередненим значенням

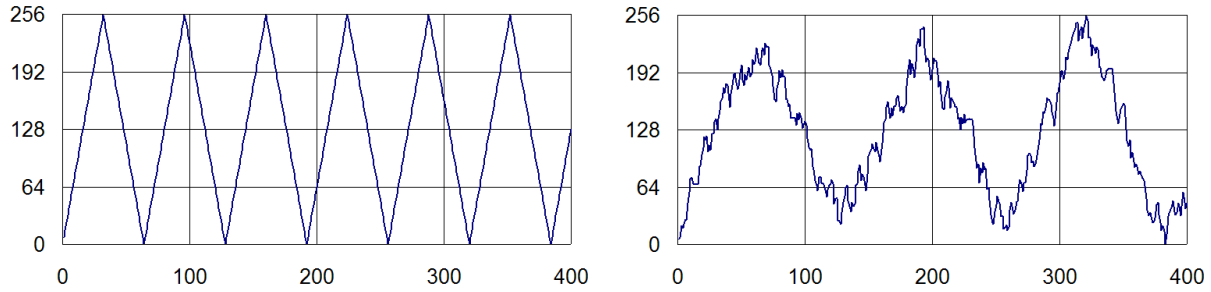


Рис. 4. Лінійно змінювані сигнали за відсутності та наявності завад

До елементів матриці можна застосувати певні елементарні перетворення, а саме пряме перетворення, яке умовно назвемо диференціюванням однорозрядних двійкових чисел:

$$b_{1j} = a_{1j} \text{ для першого рядка,}$$

$$b_{ij} = \left| a_{ij} - a_{i-1,j} \right| \text{ для } i = 2\ldots8,$$

де $j = 1\ldots1024$,

та зворотне перетворення, яке назвемо інтегруванням однорозрядних двійкових чисел:

$$a_{1j} = b_{1j} \text{ для першого рядка,}$$

$$a_{ij} = \left| b_{ij} - a_{i-1,j} \right| \text{ для } i = 2\ldots8,$$

де $j = 1\ldots1024$,

а також введемо такі ж самі перетворення уздовж рядків замість стовпців: пряме

$$b_{i1} = a_{i1} \text{ для першого стовпця,}$$

$$b_{ij} = \left| a_{ij} - a_{i,j-1} \right| \text{ для } j = 2\ldots1024,$$

де $i = 1\ldots8$, та зворотне

$$a_{1j} = b_{1j} \text{ для першого стовпця,}$$

$$a_{ij} = \left| b_{ij} - a_{i,j-1} \right| \text{ для } j = 2\ldots1024,$$

де $i = 1\ldots8$.

Всі ці перетворення можуть бути застосовані для обробки вихідних матриць по одному або в комбінаціях по рядках та стовпцях попарно, а також неодноразово, окрім використання одного й того ж прямого та зворотного перетворення послідовно. Метою перетворення є формування такого поля чисел матриці, зчитування якого обраним методом дасть найменшу кількість переходів з “0” на “1” та з “1” на “0”. Не всі варіанти перетворень мають сенс, доцільність окремих з них встановлюється шляхом аналізу характеру вхідних даних. В даній роботі обгрунтовано використання окремих комбінацій перетворень і виконано розрахунки ефекту покращення ступеня стиснення цифрової інформації з різними параметрами.

З огляду на те, що ми умовилися використовувати для архівації даних алгоритми стиснення цифрової інформації, представленої у вигляді одномірної послідовності однорозрядних двійкових чисел, сформувати останню з елементів матриці можна різними шляхами. Найпростіший алгоритм – це послідовне зчитування стовпців матриці, що відповідає звичайному одержанню інформації байт за байтом (позначимо його як “спіраль”). Інший підхід –

зчитування даних стовпців зі зміною напрямку (у формі “змійки”). До більш детального розгляду пропонується алгоритм порозрядного зчитування всього відеофрагменту, тобто по рядках вихідної матриці. Серед представлених даних наведено аналогічні результати для матриці приростів, одержаної з вихідної шляхом підрахунку кінцевих різниць для кожного елементу матриці.

В таблиці 1 представлено порівняльні результати застосування різних алгоритмів попередньої обробки цифрових даних перед стисненням останніх у вигляді послідовності двійкових відліків. Критерієм ефективності алгоритму обрано кількість перемикань сигналу з “0” на “1” та з “1” на “0” на протязі всього відеофрагменту, довжина якого у нашому випадку складає 8 192 біт. В якості тестових сигналів обрано відеосигнали прямокутної форми (стовпці 2-4 таблиці 1), випадкові сигнали (стовпці 5-7), бінарні сигнали (стовпці 8-9), лінійно змінювані сигнали без завад (стовпці 10-12) та з додаванням шумів (13-15). Назви та кількісні значення критеріїв кожного з сигналів позначено в головній частині таблиці.

Таблиця 1. Результати застосування різних методів обробки цифрових сигналів

Форма сигналу	Відео			Шум			Бінарний		Лінійний			Лінійний + шум		
Параметр	Період перемикань			Постійна інтегрув.			Полярність		Швидкисть, біт/ел.			Частка шуму, %		
Значення парам.	2	4	16	1	16	256	Поз.	Нег.	4	16	64	1	7,5	50
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15
	Пряме послідовне зчитування													
1. Спіраль	4 040	4 086	4 046	4 044	4 374	4 240	294	215	3 584	2 560	1 536	3 584	4 134	4 296
2. Змійка	3 670	3 622	3 494	4 010	4 152	3 998	294	215	3 088	2 112	1 280	3 132	3 864	4 072
	Порозрядне зчитування													
3. Прямий код	1 207	907	447	4 089	3 205	2 336	2 312	1 624	1 954	1 922	2 567	2 002	2 625	2 965
4. Диф. по стовп.	1 266	904	477	3 870	2 738	1 920	302	225	2 034	1 986	1 793	2 056	2 266	2 540
5. Прирісти	2 108	1 527	854	4 136	2 995	2 031	626	420	79	447	2 303	229	1 532	2 742
6. Диф. по стовп.	2 031	1 540	827	4 098	3 082	2 011	532	434	50	194	770	204	1 868	2 791
7. Інтегр. по рядк.	1 302	898	485	4 196	2 573	1 705	320	215	2 048	3 136	4 615	2 037	2 013	2 400
8. Диф. по стовп.	1 246	924	483	4 105	2 826	2 014	442	327	1 552	1 600	1 793	1 626	2 331	2 650
	Рейтинг результатів за кількістю переходів “0-1” та “1-0”													
1-й результат	1207	898	447	3870	2573	1705	294	215	50	194	770	204	1532	2400
2-й результат	1246	904	477	4010	2738	1920	302	225	79	447	1280	229	1868	2540
3-й результат	1266	907	483	4044	2826	2011	320	327	1552	1600	1536	1626	2013	2650
	Оцінка потенційної ефективності стиснення													
До спіралі, %	29,9	22,0	11,0	95,7	58,8	40,2	100	100	1,4	7,6	50,1	5,7	37,1	55,9
До змійки, %	32,9	24,8	12,8	96,5	62,0	42,6	100	100	1,6	9,2	60,2	6,5	39,6	58,9
Абсолютна, %	14,7	11,0	5,5	47,2	31,4	20,8	3,6	2,6	0,6	2,4	9,4	2,5	18,7	29,3

В підсумковій частині таблиці дано оцінку ефективності застосування того алгоритму, який показав найкращий результат для певного типу сигналу в порівнянні з двома варіантами прямого послідовного зчитування, а також наводиться абсолютна очікувана ефективність при застосуванні штатних архіваторів до необроблених та оброблених цифрових даних.

Висновки. Розглянуті методи дозволяють досягти підвищення ступеня стиснення цифрової графічної інформації у порівнянні з відомими. На підставі результатів порівняльного аналізу запропонованих алгоритмів можна зробити висновок про доцільність застосування адаптивних методів попередньої обробки графічної інформації в залежності від специфіки окремих фрагментів цифрових зображень. Найбільш доцільним є застосування розглянутого підходу для слабо корельованих вхідних даних.

Список літератури

1. *Ватолин Д., Ратушняк А., Смирнов М., Юкин В.* Методы сжатия данных. Устройство архиваторов, сжатие изображений и видео. – М.: Диалог-МИФИ, 2003. – 384 с.

2. *Гонсалес Р., Вудс Р.* Цифровая обработка изображений. – М.: Техносфера, 2005.– 1072 с.

УДК 004.9:612.822

О.М. Ключко, канд. біол. наук
(Національний авіаційний університет, Україна)

ЗАСТОСУВАННЯ БАЗ ДАНИХ ЗОБРАЖЕНЬ В НЕЙРОФІЗІОЛОГІЧНИХ ДОСЛІДЖЕННЯХ

Розглянуто проблеми створення баз даних зображень елементів мозку з метою застосування в нейрофізіологічних дослідженнях та практичній медицині для діагностики захворювань та планування операцій.

Вступ. Останніми роками в фокусі уваги дослідників та інженерів перебувають завдання створення баз даних (БД), які містять інформацію про мозок з певними оптичними характеристиками елементів мозку різних рівнів ієрархії. Такими наборами даних найчастіше бувають різноманітні зображення – на рівні цілісного мозку, зрізи різних відділів мозку (пофарбовані або ні; такі, що містять радіоактивні або іншого роду мітки, отримані за допомогою методу магнітного резонансу тощо). В подібні БД можуть бути внесені результати експериментів з оптичною реєстрацією процесів у нейронах, ансамблях нейронів тощо. Розглядаються приклади практичного вирішення деяких важливих проблем створення електронних атласів мозку на основі БД зображень мозку а також сучасні підходи в нейрофізіології та медицині до діагностики та вивчення мозку з використанням електронних атласів.

Актуальність досліджень. Актуальність робіт по розробці БД в нейрофізіологічних дослідженнях обумовлена специфікою об’єктів у цих галузях, яка стимулювала пошук нових методів створення електронних атласів мозку на основі БД його зображень. Внаслідок розробки та застосування ряду сучасних підходів стало можливим вирішення ряду важливих практичних задач у біології та медицині, в тому числі і розробка нових методів діагностики психіатричних та нейрологічних розладів.

Основна частина. Внаслідок того, що методи візуалізації та аналізу нейрозображень продовжують удосконалюватися та якість отриманих даних продовжує зростати, то і якість вивчення мозку постійно зростає завдяки пост- експериментальному аналізу та осмисленню даних, взятих із індивідуальних досліджень або внаслідок мета-аналізу результатів ряду досліджень. Такі зусилля значно виграють від того, що БД із нейрозображеннями зараз широко доступні широким колам людей, наприклад, через Інтернет, з метою функціональної діагностики. Кілька вітчизняних груп виконують сьогодні оптичну реєстрацію на клітинах мозку та інших тканин, опрацьовуючи отримані при цьому набори зображень. В усіх цих роботах дослідження та зйомку клітин ведуть під контролем конфокального мікроскопа, об’єкти-клітини фарбують флуоресцентними барвниками. Відстежуючи процеси під час експериментів, виконують набори цифрових фотозображень, які заносять в пам’ять комп’ютера. Аналізуючи отримані набори зображень, роблять висновки щодо досліджуваних явищ. Отримані зображення доцільно упорядковувати в БД, сконструйовані за всіма правилами створення БД, проте цей потужний метод у нейрофізіологічній практиці використовується поки що недостатньо, хоча деякі останні дослідження підтверджують правильність застосування таких підходів. Оскільки паперові версії атласів мозку такі задачі на сучасному рівні розв’язати не можуть, зусилля сьогодні спрямовані на створення електронних атласів мозку.

Так, методи автоматичної сегментації та реєстрації вже були використані для того, щоб згенерувати імовірністний атлас на основі магніторезонансних досліджень для більшості субкортикальних структур. Було зроблено імовірнісний атлас цитоархітектоніки підвідділів соматосенсорної кори із індивідуальних мозків людей.

В ідеалі, для вирішення ряду сучасних проблем у нейрофізіології та медицині можуть слугувати атласи мозку із наступними рисами. По- перше, вони мають акуратно відтворювати просторову (3D) структуру мозку, відображати її індивідуальну варіабельність та зміни в процесі розвитку. По- друге, мають бути скоординовані між собою БД в межах одного виду та БД для

особин різних видів організмів, утворюючи «федерацію» БД. По- третє, засоби для пошуку, відбору та візуалізації даних мають бути потужними та гнучкими. По- четверте, для створення можливостей універсального доступу та простоти використання необхідно використовувати високошвидкісні сполучення з Інтернетом та дружні інтерфейси з хорошим дизайном. Прогрес відмічають в усіх напрямках створення таких атласів, хоча жоден із них на сьогодні не задовольняє повністю всі чотири критерії.

Атласи можуть виступати моделлю структур мозку при використанні різноманітних зображальних методів та можливостей візуалізації. Багато подібних атласів, створених в останні роки, базуються на зображеннях структур, отриманих за допомогою магнітного резонансу, який забезпечує хорошу розрішаючу здатність по всім трьом осям в просторі. Деякі атласи базуються на даних, отриманих на індивідуальному мозку. Інші представляють собою усереднені дані багатьох індивідумів, зареєстровані для однакових стереотаксичних положень. Для атласів кори головного мозку вибрана стратегія створення зображень на сильно вигнутій поверхні цієї кори.

Кожний із таких підходів має обмеження, які можуть бути мінімізовані при створенні мультиформатного атласу. Цей атлас містить як індивідуальний мозок, так і статистично усереднений мозок, в якому дані зареєстровано в тих же точках простору, що і для індивідуального мозку. Він також містить волуриметричні дані про цілісний мозок плюс поверхневу реконструкцію обох церебральних півкуль та кору мозочка повністю для індивідуального мозку. Поверхні показані у своїй нативній конфігурації, після згладжування основних вигинів, як сферична мапа. В кожній конфігурації церебральні лобні долі та лобули мозочка зафарбовані у різні кольори, заглибини в кортексі затінені темнішими кольорами. При використанні підходящого для візуалізації програмного забезпечення (яке знаходиться на сайтах, наприклад, Caret для поверхонь та AFNI для об’ємів) взаємовідносини між об’ємом та поверхнею можуть бути виявлені в інтерактивному режимі.

Висновки. Застосування методів створення БД зображень мозку дозволило вирішити ряд важливих проблем як академічного характеру (дослідження мозку вченими та його вивчення студентами), так і практичного – при плануванні операцій, для діагностики захворювань тощо. Так, порівняння мозку здорових людей та пацієнтів з хворобою Альцгеймера виявило значну кількість пов’язаних із хворобою змін у деяких субкортикальних структурах. Попередній аналіз мозків пацієнтів з шизофренією також виявив помітні структурні аномалії. Отже, імовірністні атласи елементів мозку на основі БД зображень можна добре застосовувати для аналізу того, як структура та функції мозку можуть бути пов’язані з різноманітними психіатричними та нейрологічними розладами.

УДК 517.2

Е.Г. Азнакаєв, д.ф.-м.н., Д.Е. Азнакаєва
(Національний авіаційний університет, Україна)

ГРАФІЧНЕ ВИЗНАЧЕННЯ ОПЕРАЦІЙ ДИФЕРЕНЦІЮВАННЯ ТА ІНТЕГРУВАННЯ ДРОБОВОГО ПОРЯДКУ

На основі геометричного підходу розроблений спосіб визначення дробової похідної довільного порядку для функцій від однієї та від багатьох змінних, а також, коли порядок дробової похідної є уявною величиною

Вступ. У зв'язку з розвитком математичних методів для опису складних процесів, що вивчаються сучасною наукою виникає потреба і в удосконаленні необхідного для цього математичного апарату [1-5]. При описі поведінки складних самоорганізованих технічних та природних систем виникає необхідність введення нового математичного апарату, в тому числі виникає необхідність у введенні такої математичної операції як взяття похідних дробового порядку від функцій як однієї, так і багатьох змінних [6-7].

Геометричне визначення дробової похідної. Нехай довільне дійсне число ν має цілу частину $[\nu]$ та залишок $\{\nu\}$, тобто

$$\nu = [\nu] + \{\nu\}.$$

Тоді похідну дробового порядку визначимо як

$$\frac{d^{\nu} f(x)}{dx^{\nu}} = \frac{d^{[\nu]+\{\nu\}} f(x)}{dx^{[\nu]+\{\nu\}}} = \frac{d^{[\nu]}}{dx^{[\nu]}} \left\{ \frac{d^{\{\nu\}} f(x)}{dx^{\{\nu\}}} \right\};$$

де $f(x)$ – довільна функція аргументу x.

Намалюємо графік функції $f(x)$ та її першої похідної $f'(x)$ у випадку ввігнутої функції (рис.1) та опуклої функції (рис.2).

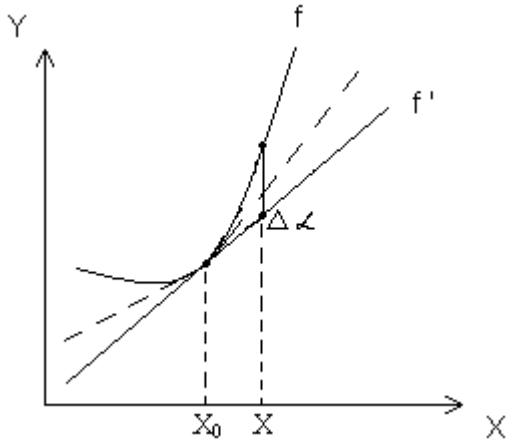


Рис.1.Графік функції y=$f(x)$ при $f''_{x^2} > 0$

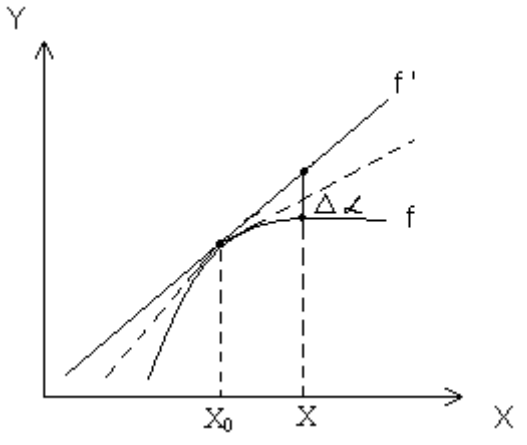


Рис.2. Графік функції y=$f(x)$ при $f''_{x^2} < 0$

Запишемо дробову похідну $f^{\{\nu\}} = \frac{d^{\{\nu\}} f(x)}{dx^{\{\nu\}}}$ для випадку ввігнутої функції (рис.1) через різницю $\Delta\alpha = [f(x) - f'(x)]$ значень функції та її першої похідної:

$$f^{\{\nu\}} = [f(x) - \Delta\alpha \cdot \{\nu\}], \qquad \text{де} \quad f''_{x^2} > 0 \qquad (1)$$

Запишемо дробову похідну $f^{\{\nu\}} = \dfrac{d^{\{\nu\}} f(x)}{dx^{\{\nu\}}}$ для випадку опуклої функції (рис.2) через різницю $\Delta\alpha = \left[f(x) - f'(x)\right]$ значень функції та її першої похідної:

$$f^{\{\nu\}} = \left[f' + (f - f')(1 - \{\nu\})\right], \text{ де } \quad f''_{x^2} < 0 \qquad (2)$$

Додамо ліві та праві частини рівнянь (1) та (2) і отримуємо рекурентне співвідношення для дробової похідної $f^{\{\nu\}}$ порядку $\{\nu\}$:

$$f^{\{\nu\}} = \left[f + \{\nu\}(f' - f)\right] = \left[\{\nu\} f' - (\{\nu\} - 1) f\right] \qquad (3)$$

Рівняння (3) і є визначенням дробової похідної функції $f(x)$ від однієї змінної x.

У випадку частинних похідних функції $\Psi(x_1, x_2, ..., x_n)$ від багатьох змінних ($x_1, x_2, ..., x_n$) запишемо:

$$\left(\frac{\partial^{\nu}\Psi}{\partial x_1^{\nu_1} \cdot \partial x_2^{\nu_2} \cdot \ldots \cdot \partial x_n^{\nu_n}}\right) =$$

$$= \left(\frac{\partial^{[\nu]}}{\partial x_1^{[\nu_1]} \cdot \partial x_2^{[\nu_2]} \cdot \ldots \cdot \partial x_n^{[\nu_n]}} \left\{\frac{\partial^{\{\nu_1\}}}{\partial x_1^{\{\nu_1\}}} \cdot \frac{\partial^{\{\nu_2\}}}{\partial x_2^{\{\nu_2\}}} \cdot \ldots \cdot \frac{\partial^{\{\nu_n\}}}{\partial x_n^{\{\nu_n\}}}\right\}\right)\Psi$$

$$\frac{\partial^{\{\nu\}}\Psi}{\partial x_1^{\{\nu_1\}} \cdot \partial x_2^{\{\nu_2\}} \cdot \ldots \cdot \partial x_n^{\{\nu_n\}}} = \prod_{i=1}^{i=n} \Psi_{x_i^{\{\nu_i\}}}^{\{\nu_i\}} = = \prod_{i=1}^{i=n} \left[\{\nu\}\Psi'_{x_i} - (\{\nu\} - 1)\Psi\right] \qquad (4)$$

де $\{\nu\} = \sum_{i=1}^{i=n} \{\nu_i\}$, $[\nu] = \sum_{i=1}^{i=n} [\nu_i]$.

У випадку уявних чисел $\nu = (a + jb)$, де j – уявна одиниця для дробової похідної запишемо:

$$\frac{d^{\nu} f(x)}{dx^{\nu}} = \frac{d^{(a)} f}{dx^{a}} + j \frac{d^{(b)} f}{dx^{(b)}} \quad , \qquad (5)$$

де a та b – довільні дійсні числа,

та де $\dfrac{d^{a} f}{dx^{a}} = \dfrac{d^{[a]} f}{dx^{[a]}} + \dfrac{d^{\{a\}} f}{dx^{\{a\}}}$; $\dfrac{d^{b} f}{dx^{b}} = \dfrac{d^{[b]} f}{dx^{[b]}} + j \dfrac{d^{\{b\}} f}{dx^{\{b\}}}$.

У випадку частинних похідних порядку ν, де $\nu = (a + jb)$ - уявне число, застосовуємо формулу (4) для похідної функції $\Psi^{\nu}(x_1, x_2, ..., x_n)$ окремо до першого (дійсного), та другого (уявного) доданків аналогічно формулі (5):

$$\frac{\partial^{\nu}\Psi(x_1, x_2, ..., x_n)}{\partial x_1^{\{\nu_1\}} \cdot \partial x_2^{\{\nu_2\}} \cdot \ldots \cdot \partial x_n^{\{\nu_n\}}} = \left[\frac{\partial^{a}\Psi}{\partial x_1^{\{\nu_1\}} \cdot \ldots \cdot \partial x_n^{\{\nu_n\}}} + j \frac{\partial^{b}\Psi}{\partial x_1^{\{\nu_1\}} \cdot \ldots \cdot \partial x_n^{\{\nu_n\}}}\right] \qquad (6)$$

де перший та другий доданки у формулі (6) визначаються за формулою (4).

Невизначений інтеграл довільного дійсного порядку $\nu = [\nu] + \{\nu\}$ запишемо таким чином (математичне обґрунтування буде наведене в окремій статті):

$$\int_{\nu} y(\vec{x}) dx_1^{\nu_1} dx_2^{\nu_2} \ldots dx_n^{\nu_n} = F_j(\vec{x}) + C_{\nu} , \qquad (7)$$

де $\left(\frac{\partial}{\partial x_1^{\nu_1}\partial x_2^{\nu_2}...\partial x_n^{\nu_n}}\right)F_j(\vec{x}) = y(\vec{x})$,

$\sum_{i=1}^{i=n}\nu_i = \nu$; $\vec{x} = (x_1, x_2, ..., x_n)$, C_ν - стала величина, n – кількість незалежних змінних x_i.

Тут похідна $\left(\frac{\partial^\nu F_j(\vec{x})}{\partial x_1^{\nu_1}\partial x_2^{\nu_2}...\partial x_n^{\nu_n}}\right)$ довільного дійсного порядку ν визначається за формулами (4).

Якщо ν - комплексне число $\nu = (a + jb)$, то інтеграл $I(\nu)$ порядку ν відповідно до формули (5) визначимо так:

$$\int_\nu d^\nu y = y(\vec{x}) + C_\nu ; \tag{8}$$

$$\int_\nu d^\nu y = \int_a d^a y + j\int_b d^b y ; \tag{9}$$

тобто

$$I(\nu) = I(a) + jI(b), \tag{10}$$

C_ν - стала величина.

Визначений інтеграл з межами α та β довільного порядку ν, де ν - довільне дійсне чи комплексне число, має вигляд на кшталт формул типу (7) та (10), у яких при інтегралах стоять верхня та нижня межа інтегрування:

$$\int_\alpha^\beta y(\vec{x})d^\nu\vec{x} = \int_{[\nu]}^{\beta}\int_{\{\nu\}}^{\beta} y(\vec{x})d^{[\nu]}x\cdot d^{\{\nu\}}x ; \tag{11}$$

де $(\vec{x}) \equiv (x_1, x_2, x_3, ..., x_n)$.

Висновки. У роботі показано, що за допомогою геометричного підходу можливе визначення такої цікавої з точки зору практичних застосувань математичної операції як взяття дробової похідної довільного порядку від функцій однієї та багатьох змінних, а також, коли порядок дробової похідної є уявною величиною.

Список літератури

1. *Г. Корн, Т. Корн.* Справочник по математике для научных работников и инженеров.- М.: Наука, 1970. – 720 с.

2. *Турчак Л.И., Плотников П.В.* Основы численных методов: Учеб. пособие.- М.: Физ-мат. лит., 2002. – 304 с.

3. *Смирнов В.И.* Курс высшей математики.- М.: Гос.изд-во техн.-теор. лит. – 1956.- Т.2. – 628 с.

4. *Погорєлов А.В.* Лекции по аналитической геометри.- Х.: Изд-во Харьк. гос. ун-та, 1963. – 182с.

5. *Погорєлов А.В.* Дифференциальная геометрия.- Х.: Изд-во Харьк. гос. ун-та, 1965. – 185 с.

6. *Рашевский П.К.* Курс дифференциальной геометри.- М.: Гос.изд-во техн.-теор. лит. – 1956.- 420 с.

7. *Якушевич Л.В.* Нелинейная физика ДНК.- М.: Ижевск, 2007. – 252 с.

8. *Лахно В.Д.* Кластеры в физике, химии, биологии. – Ижевск: R&G Dynamics, 2001. – 256 с.

УДК 621.372

В.О. Касьянов, д.т.н., М.О. Шутко, д.т.н, В.М. Шутко, д.т.н.
А.П. Нікітін, к.т.н., І.Б. Ніколенко, аспірант
(Національний авіаційний університет, Україна)

СТИСНЕННЯ ЦИФРОВИХ КОЛЬОРОВИХ ЗОБРАЖЕНЬ НА ОСНОВІ СПЛАЙН-АПРОКСИМАЦІЇ З «НАВ'ЯЗАНИМИ» ЗВ'ЯЗКАМИ МІЖ ЯСКРАВІСНОЮ І РІЗНІСНОЮ КОМПОНЕНТАМИ

Мультимедійні стандарти стиснення відеоданих для телебачення, цифрове широкомовне телебачення високої чіткості (ТВЧ), а також обслуговування баз даних зображень/відео використовують близькі методи оцінки руху і кодування [1,2]. Три основні стандарти — MPEG-1, MPEG-2 і MPEG-4 були розроблені Групою Експертів по Рухомих Зображеннях (Moving Picture Experts Group — MPEG), що діє під егідою ISO і Міжнародного Консультативного Комітету з Телеграфії і Телефонії (МККТТ). Також як і стандарти відеоконференцій, стандарти MPEG побудовані на основі гібридної блокової схеми Дікм/дкп кодування. Типовий MPEG-кодер використовує надлишковість як усередині кадру, так і між сусідніми кадрами, одноманітність рухів між кадрами, а також психофізичні властивості зорової системи людини. Оскільки роздільна здатність ока в області колірного зору значно нижча, ніж в області чорно-білого (тобто яскравості) зору, сигнали різниць кольорів зазвичай оцифровують з удвічі нижчим просторовим розділенням, ніж сигнал яскравості. Це приводить до співвідношення числа відліків між компонентами *Y:Cb:Cr* рівному 4:1:1.

Входом кодера є масиви 8x8 пікселів, звані блоками зображення. Стандартами визначені також макроблоки розмірами 2x2 блоків зображення (тобто масиви з 16x16 пікселів) і так звані слайси – набори з послідовних макроблоків, що не перекриваються. Макроблоки – це група з чотирьох сусідніх блоків у площині компоненти яскравості (матриця пікселів 16x16 елементів) та два відповідних їм за положенням блока з площин кольоровості. Для кольорового відео макроблок складається з чотирьох блоків яскравості, що позначаються від *Y1* до *Y4,* і двох блоків кольорорізностей *Cb* і *Cr.* Згадаємо, що *Cb*, обчислюється як різниця синього і яскравості, а *Cr* — як різниця червоного і яскравості.

В роботі [3] розглядаються різні модельні задачі згладжування (із використанням сплан-функцій) двох і більше часових рядів при наявності між вимірюваними величинами лінійних та нелінійних апріорних аналітичних зв`язків. Природно використовувати такі апріорні зв`язки, як у випадку, коли оцінюються систематичні похибки, так і для підвищення точності обробки даних при наявності випадкових похибок. У статтях [4, 5] показано, що урахування аналітичного зв`язку зменшує середньоквадратичне відхилення побудованого сплайна від його детермінованої основи, тобто зменшує значення похибки. Стаття [6] була присвячена розробці алгоритму стиснення рядків зображення, де сплайни побудовані вже з урахуванням «нав'язаного» зв'язку між вузлами «склейки» цих сплайнів, який наближається до суми відліків зображень у відповідних точках. При одновимірному стиснені по рядках виявилися переваги апроксимації кубічними ермітовими сплайнами з урахуванням «нав'язаного» зв'язку між вузлами «склейки» цих сплайнів в порівнянні з апроксимацією без урахування такого зв'язку.

Використання у MPEG-4 вейвлет-обробки сигналів забезпечує можливість досить ефективного стиснення сигналів і їх відновлення з малими втратами якості, а також вирішення задач фільтрації сигналів. Одна з головних і особливо плідних ідей вейвлетного представлення сигналів на різних рівнях декомпозиції (розкладання) полягає в розділенні функцій наближення до сигналу на дві групи: що апроксимує - грубу, з достатньо повільною часовою динамікою змін, і що деталізує - з локальною і швидкою динамікою змін на фоні плавної динаміки, з подальшим їх дробленням і деталізацією на інших рівнях декомпозиції сигналів (багатомасштабний або кратномасштабний аналіз).

Цікавим є урахування аналітичного зв`язку в процесі багатомасштабного аналізу зі сплайн-функціями, що використовуються для стиснення графічних даних. У даній статті ставиться задача розробки алгоритму стиснення цифрових кольорових зображень на основі двовимірної сплайн-апроксимації з урахуванням аналітичних зв'язків між яскравісною і різницевою компонентами зображення, та експериментальна оцінка ефективності такого алгоритму.

Двовимірна сплайн-апроксимація з аналітичним зв'язком між яскравісною і різницевою компонентами кольорового зображення

Спочатку розглянемо побудову двовимірних сплайнів.

При обробці інформації потрібно вирішувати задачі наближення функцій кількох змінних. Розглянемо вирішення цієї задачі для функції двох змінних за допомогою алгоритмів для одномірних сплайнів. Нехай маємо деяку наближувану залежність двох змінних $f(x, y)$, яка представлена на ділянці $x \in [a_1, b_1]$, $y \in [a_2, b_2]$ відліками у вузлах прямокутної сітки $f_k = f(x_i, y_j)$, $i = \overline{0, R}$, $j = \overline{0, M}$, $k = \overline{0, L}$. Будемо наближувати $f(x, y)$ двовимірним сплайном $S(x, y)$, що є тензорним добутком одновимірних сплайнів $S(x)$ і $S(y)$.

Елементи матриці є блочні матриці зі структурою аналогічною структурі блоків в матриці планування одномірного сплайна. Тобто з ненульовими елементами $fx1(x), fx2(x), fx3(x), fx4(x)$ (складові функції форми одномірного сплайна). Подальше розв'язання нормальної системи рівнянь як звичайно, але з блочними матрицями. При програмуванні зберігати матриці не доцільно. Краще парами: індекси та значення ненульових елементів.

Представлення двовимірних сплайнів через тензорний добуток одномірних дозволяє відносно просто отримувати аналітичні залежності та будувати алгоритми на основі відомих одномірних. Основним їх недоліком є неможливість локальної оптимізації сітки і високі ступені поліномів. Обмеженням при їх використанні є вимога до регулярності сітки вузлів інтерполяції.

Далі побудуємо метод стиснення цифрових кольрових зображень на основі двовимірної сплайн-апроксимації цих зображень з урахуванням «нав'язаного» зв'язку між яскравісною та однією із різнісних компонент.

Розіб'ємо вхідне зображення на ділянки розміром (8*8) пікселів. Сформуємо вектористовпці для яскравісної Y_1 та однією із різнісних компонент Y_2 шляхом розміщення стовпців матриць (8*8) таким чином: другий під першим, третій під другим і т.д. Послідовності двох стовпців яскравісної та однією із різнісних компонент цифрового зображення будуть представлені векторами.

Проводимо апроксимацію цих векторів двовимірними кубічними ермітовими сплайнами таким чином, щоб між вузлами склейки цих сплайнів був «нав'язаний» зв'язок, який би наближався до суми відліків зображень у відповідних точках.

Кількість вузлів «склейки» двовимірного сплайна для данного методу повинна бути вчетверо меньше ніж кількість вхідних точок, тобто – 16.

Вимагатимемо виконання умови методу найменших квадратів (МНК): Ф = min .

Розв'язати цю систему доцільніше у матричному вигляді. Далі класичний розв'язок МНК сплайнів, які побудовані вже з урахуванням «нав'язаного» зв'язку між вузлами «склейки» цих сплайнів.

Порівняльний аналіз проведемо таким чином:

1) апроксимуємо матриці яскравісної та двох різнісних компонент представленого нижче цифрового зображення (попередньо розділивши їх на фрагменти по (8*8) точок) двовимірними кубічними ермітовими сплайнами з кількістю вузлів «склейки» 16;
2) розрахуємо різниці $R1$ між фрагментами початкового зображення та отриманими сплайнами;

3) коефіцієнтам $R1$, які за абсолютним значенням мені певного порогу, присвоємо нульові значення;
4) збережемо в пам'яті ЕОМ ненульові значення $R1$;
5) повторимо вищевказані кроки, приймаючи за початкові ординати вузлів «склейки» сплайнів, апроксимуючих фрагменти матриць яскравісної та двох різнісних компонент цифрового зображення;
6) такий саме алгоритм застосуємо й для методу, запропонованому в даній роботі, де двовимірні сплайни побудовані вже з урахуванням «нав'язаного» зв'язку між вузлами «склейки» цих сплайнів, який наближається до суми відліків яскравісної та однією із різнісних компонент зображення у відповідних точках (другу різнісну компоненту апроксимуємо відповідно до пунктів 1 – 5);
7) зазначимо, що дисперсія відліків яскравісної компоненти більша ніж дисперсія відліків кожної з різнісних компонент, тому запропонований в даній роботі метод забезпечує виграш в стисненні саме яскравісної компоненти. При цьому стиснення зв'язаної з нею різнісної компоненти буде погіршуватись, тому після побудови сплайнів з урахуванням «нав'язаного» зв'язку між вузлами «склейки» цих сплайнів, останню необхідно стискати відповідно до пунктів 1 – 5. У реальних цифрових кольорових зображеннях кожна з різнісних компонент стискається приблизно в шість разів більше ніж яскравісна, тому виграш в стисненні саме яскравісної компоненти скажімо на 10% забезпечить виграш в стисненні всього зображення приблизно на 8%;
8) при однакових середньоквадратичних відхиленнях (СКВ) від оригіналу відновлених після стиснення цими двома методами зображень порівняємо коефіцієнти стиснення.

При СКВ 7,0 градацій сірого для обох прокладів, коефіцієнти стиснення виявилися такими

1) 27.3 разів;
2) 32,1 разів для методу апроксимації з урахуванням «нав'язаного» зв'язку між вузлами «склейки» сплайнів.

Висновки:

При двовимірному стиснені виявилися переваги апроксимації кубічними ермітовими сплайнами яскравісної та однієї з різнісних компонент з урахуванням «нав'язаного» зв'язку між вузлами «склейки» цих сплайнів в порівнянні з апроксимацією без урахування такого зв'язку.

Список літературних джерел

1. *Методы* сжатия данных. Устройство архиваторов, сжатие изображений и видео / Д.Ватолин, А. Ратушняк, М. Смирнов, В. Юкин. – М.: Диалог-МИФИ, 2002. – 381 с.
2. *Рудаков П. И., Сафонов И. В.* Обработка сигналов и изображений. MATLAB 5x. – М.: Диалог-МИФИ, 2000. – 413 с.
3. *Шутко В. М.* Сплайн-Фур'є методи й засоби підвищення ефективності функціонування автоматизованих систем управління // Автореф. дис… д-ра техн. наук: 05.13.06 / НАУ. – К., 2006. – 36 с.
4. *Касьянов В. О., Шутко В. М., Шелевицький І. В.* Сплайн-апроксимація аналітично зв'язаних часових послідовностей // Вісн. НАУ.– К.: НАУ, 2001, № 4(11).– С. 117 – 120.
5. *Шутко В. М.* Сплайн-апроксимація оцінок кореляційних послідовностей гармонійних сигналів // Вісн. НАУ. – К.: НАУ, 2002, № 1(12). – С. 73 – 77.
6. *Шутко М.О., Шутко В.М., Колганова О.О.* Сплайновий багатомасштабний аналіз // Вісник Інженерної академії – К.: ДП "Друкарня МВС України", 2008, №1. – С. 207-214.
7. *Ніколенко І.Б., Шутко В.М.* Аналітичні зв'язки у задачах стиснення зображень // Вісн. Інженерної академії України. – К.: НАУ, 2008, № 4. – С. 14-18.

УДК 621.313: 13-53

Б.Е. Пьяных, д-р техн. наук, проф.
(Национальный авиационный университет, Украина)

ПРИМЕНЕНИЕ Ф-ФУНКЦИЙ ДЛЯ АНАЛИЗА КЛЮЧЕВЫХ СХЕМ

Рассмотрено применение Ф-функций, основанных, на преобразованиях Лапласа, для анализа электромагнитных процессов в цепях с ключевыми элементами. Показана возможность применения метода для вентильных цепей со сложными законами коммутации.

Введение. При анализе электромагнитных процессов в цепях с ключевыми элементами для каждого момента времени можно зафиксировать определённую комбинацию связей, осуществляемых между электрическими системами, в результате чего в объединённой системе образуется большее или меньшее число электрических контуров и узлов. Источники, потребители и накопители электрической энергии в системе определяют характер электромагнитных процессов и законов изменения токов и напряжений в схеме. Каждое изменение конфигурации электрической схемы сопровождается возникновением переходных процессов. Законы коммутации ключевых элементов определяются требованием к преобразованиям параметров электрической энергии и, как правило, носят циклически повторяющийся характер. Вследствие этого система переходит в состояние, когда электромагнитные процессы и законы изменение токов и напряжений в каждом последующем цикле полностью повторяются. Такое состояние системы называют квазиустановившимся режимом.

Переходные процессы, которые определяют квазиустановившийся режим, проходят при непрерывном изменение начальных условий. Поэтому аналитическое представление квазиустановившегося режима возможно лишь при помощи систем дифференциальных уравнений для каждого из интервалов коммутации.

Методы расчёта цепей с ключевыми элементами. В общем случае цепи с ключевыми элементами относятся и к нелинейным цепям. Поэтому для их расчёта могут быть применены любые из известных методов расчёта нелинейных цепей []. Однако математически полно разработаны только методы расчёта для простейших цепей, содержащих один или несколько нелинейных элементов, в то время как современные схемы вентильных преобразователей содержать большое число нелинейных элементов. Поэтому практическое применение для расчёта вентильных схем получали лишь отдельные, наиболее простые методы расчёта нелинейных цепей. В этих условиях были разработаны разнообразные варианты расчёта для отдельных разновидностей схем ключевых преобразователей. Одними из наиболее очевидных являются методы на основе кусочно-линейной аппроксимации вольтамперных характеристик полупроводниковых приборов [4-11]. Эти методы являются наиболее точными, хотя трудоёмкими, т.к. число системы уравнений для следующих друг за другом участков коммутации может составлять десятки или даже больше сотни. Тем не менее при помощи современных средств вычислительной техники они могут применяться для решения сложных задач с системами уравнений высокого порядка.

В тех случаях, когда не столь важно знать формы кривых напряжений и тока, сколь необходимо определить спектр составляющих на входе и выходе преобразователя применяют методы расчёта, основанные на разложении переменных функций на гармонические составляющие при помощи теоремы Фурье.

Стремление найти более простые методы расчёта побудило исследователей обратить внимание на известную теорему об эквивалентном генераторе, с помощью которой удаётся создать и описать эквивалентные схемы преобразовательных установок в первую очередь по первой гармонике тока. Данный метод является удобным для приближённого расчёта вентильных схем [12]. Известны также графо-аналитические методы расчёта [], а также метод представления входного воздействия в виде лестничной функции возбуждения.

Метод Ф-функций. Исследования по улучшению существующих и разработке новых методов анализа цепей с вентильными ключевыми элементами привело к созданию метода Ф-функции [], который, возможно, явится плодотворным для исследований большого спектра разнообразных преобразовательных схем. Рассмотрим применение метода Ф-функций для анализа простейших вентильных схем.

Рассмотрим схему однофазного выпрямителя, на входе которой действует гармоническая ЭДС (рис.1)

$$e(t) = E_m \sin\omega t = E_m \sin\left(\omega t - 2n\pi\right), \tag{1}$$

где n – номер периода кривой ЭДС, $n = 0,1,2,...$(рис.2)

При отпирании тиристора VD с углом α и запирании с углом β получим коммутируемую ЭДС – ту часть кривой по (1), которая прикладывается к нагрузке $Z_{\text{Н}}$.

$$\overline{e(t)} = E_m \sum_n \left\{ \sin\left(\omega t - 2n\pi\right) \left[1\left(t - \frac{2n\pi + \alpha}{\omega} \right) - 1\left(t - \frac{2n\pi + \beta}{\omega} \right) \right] \right\} \tag{2}$$

Здесь

$$1(t - \frac{2n\pi + \alpha}{\omega}), 1(t - \frac{2n\pi + \beta}{\omega}), \text{ -} \tag{3}$$

единичные ступенчатые функции (Хевисайда), действующие под углами α и β.

Применим к (2) прямое преобразование Лапласа

$$\overline{E_m(p)} = E_m \sum_n \left[\frac{p\sin\alpha + \omega\cos\alpha}{p^2 + \omega^2} e^{-\frac{2n\pi+\alpha}{\omega}p} - \frac{p\sin\beta + \omega\cos\beta}{p^2 + \omega^2} e^{-\frac{2n\pi+\beta}{\omega}p} \right] \tag{4}$$

Сопротивление нагрузки в операторной форме

$$Z(p) = r + pL = L\left(p + \frac{r}{L} \right) = L\left(p + \chi\right), \tag{5}$$

где

$$\chi = \frac{r}{L} \text{ -} \tag{6}$$

оператор нагрузки.

Операторный ток в нагрузке

$$\overline{I_m(p)} = \frac{\overline{E_m(p)}}{Z(p)} = \frac{E_m}{L} \sum_n \left[\frac{p\sin\alpha + \omega\cos\alpha}{(p^2 + \omega^2)(p + \chi)} e^{-\frac{2n\pi+\alpha}{\omega}p} - \frac{p\sin\beta + \omega\cos\beta}{(p^2 + \omega^2)(p + \chi)} e^{-\frac{2n\pi+\beta}{\omega}p} \right] \tag{7}$$

Введём Ф-функцию в области изображений

$$\begin{cases} \Phi(\alpha, p) = \dfrac{p\sin\alpha + \omega\cos\alpha}{\left(p^2 + \omega^2\right)\left(p + \chi\right)} \\ \Phi(\beta, p) = \dfrac{p\sin\beta + \omega\cos\beta}{\left(p^2 + \omega^2\right)\left(p + \chi\right)} \end{cases} \tag{8}$$

Тогда операторный ток нагрузки

$$\overline{I_m(p)} = \frac{E_m}{L} \sum_n \left[\Phi(\alpha, p) e^{-\frac{2n\pi+\alpha}{\omega}p} - \Phi(\beta, p) e^{-\frac{2n\pi+\beta}{\omega}p} \right] \tag{9}$$

Обратное преобразование Лапласа даёт ток $\overline{i(t)}$

$$\overline{i(t)} = \frac{E_m}{L} \sum_n \left[\Phi(\alpha, t - \frac{2n\pi + \alpha}{\omega}) 1(t - \frac{2n\pi + \alpha}{\omega}) - \Phi(\beta, t - \frac{2n\pi + \beta}{\omega}) 1(t - \frac{2n\pi + \beta}{\omega}) \right] \tag{10}$$

Для определения оригиналов $\Phi(\alpha,t),\Phi(\beta,t)$ рассчитаем переходной процесс в цепи рис.1 при включении тиристора VD под углом α

ЭДС в цепи

$$\overline{e(t)} = E_m \sin\left(\omega t + \alpha\right) \tag{11}$$

Дифференциальное уравнение для тока $i(t)$

$$L\frac{di}{dt} + ri = E_m \sin(\omega t + \alpha) \tag{12}$$

Характеристическое уравнение

$$pL + r = 0$$

Его корень

$$p = -\frac{r}{L} = -\chi$$

Свободная составляющая

$$i_{св}(t) = Ae^{pt} = Ae^{-\chi t}$$

Принуждённая составляющая в установившемся режиме

$$i_{пр}(t) = \frac{E_m}{L\sqrt{\chi^2 + \omega^2}} \sin(\omega t + \alpha - \varphi_{\text{Н}}),$$

Полное решение уравнения

$$\overline{i(t)} = \frac{E_m}{L\sqrt{\chi^2 + \omega^2}}\left[\sin\left(\omega t + \alpha - \varphi_{\text{н}}\right) - e^{-\chi t}\sin\left(\alpha - \varphi_{\text{н}}\right)\right], \tag{13}$$

где

$$\varphi_{\text{Н}} = \operatorname{arctg}\frac{\omega L}{r} = \operatorname{arctg}\frac{\omega}{\chi} \tag{14}$$

Сравнивая (10) с (13), получим

$$\Phi(\alpha, t) = \frac{1}{\sqrt{\chi^2 + \omega^2}}\left[\sin\left(\omega t + \alpha - \varphi_{\text{Н}}\right) - e^{-\chi t}\sin\left(\alpha - \varphi_{\text{Н}}\right)\right] \tag{15}$$

Аналогично

$$\Phi(\beta, t) = \frac{1}{\sqrt{\chi^2 + \omega^2}}\left[\sin\left(\omega t + \beta - \varphi_{\text{н}}\right) - e^{-\chi t}\sin\left(\beta - \varphi_{\text{н}}\right)\right] \tag{16}$$

Используя (15),(16), выражение (10) для тока можно записать в более общем виде

$$\begin{aligned}\overline{i(t)} = \frac{E_m}{\sqrt{r^2 + \omega^2 L^2}}\sum_n \Bigg\{ &\sin\left(\omega t - 2n\pi - \varphi_{\text{н}}\right)\left[1\left(t - \frac{2n\pi + \alpha}{\omega}\right) - 1\left(t - \frac{2n\pi + \beta}{\omega}\right)\right] - \\ -e^{-\chi\left(t - \frac{2n\pi + \alpha}{\omega}\right)} &1\left(t - \frac{2n\pi + \alpha}{\omega}\right)\sin\left(\alpha - \varphi_{\text{н}}\right) - e^{-\chi\left(t - \frac{2n\pi + \beta}{\omega}\right)} 1\left(e - \frac{2n\pi + \beta}{\omega}\right)\sin\left(\beta - \varphi_{\text{н}}\right)\Bigg\}\end{aligned} \tag{17}$$

На интервале $\frac{2n\pi + \alpha}{\omega} < t < \frac{2n\pi + \beta}{\omega}$ единичная ступенчатая функция $1\left(t - \frac{2n\pi + \alpha}{\omega}\right) = 1$, $1\left(t - \frac{2n\pi + \beta}{\omega}\right) = 0$. С момента $t = \frac{2n\pi}{\omega}$ обе ступенчатые функции равны 1. Тогда ток на первом интервале

$$\overline{i_1(t)} = \frac{E_m}{\sqrt{r^2 + \omega^2 L^2}}\left[\sin\left(\omega t - \varphi_{\text{Н}}\right) - e^{-\chi\left(t - \frac{\alpha}{\omega}\right)}\sin\left(\alpha - \varphi_{\text{Н}}\right)\right] \tag{18}$$

В момент $\omega t = \beta$ тиристор запирается, ток принимает нулевое значение. Отсюда получим из (18)

$$\overline{i_1(t)} = \frac{E_m}{\sqrt{r^2 + \omega^2 L^2}}\left[\sin\left(\beta - \varphi_{\text{Н}}\right) - e^{-\chi\frac{\beta - \alpha}{\omega}}\sin\left(\alpha - \varphi_{\text{Н}}\right)\right] \tag{19}$$

Из выражения (12), зная угол отпирания α, можно найти угол запирания β

$$\sin\left(\beta-\varphi_{\text{н}}\right)=e^{-\frac{\beta-\alpha}{\omega}}\sin\left(\alpha-\varphi_{\text{н}}\right) \tag{20}$$

Таким образом, для расчёта цепей с ключевыми элементами можно использовать Ф-функции, которые для удобства сводятся в таблицы для цепей разных порядков.

В общем случае Ф-функция определяется корнями характеристического уравнения цепи $p_1, p_2, ..., p_N$ и может быть записана в следующем виде

$$\Phi(\alpha, p)=\frac{p\sin\alpha+\omega\cos\alpha}{\left(p-p_1\right)\left(p-p_2\right)...\left(p-p_N\right)\left(p^2+\omega^2\right)} \tag{21}$$

При входной гармонической ЭДС

$$e(t)=E_m\cos\omega t=E_m\cos\left(\omega t-2n\pi\right)$$

получим аналогичные Ф-функции в области изображений

$$\Phi(\alpha, p)=\frac{p\cos\alpha-\omega\sin\alpha}{\left(p^2+\omega^2\right)\left(p+\chi\right)} \tag{22}$$

и области оригиналов

$$\Phi(\alpha, t)=\frac{1}{\sqrt{\chi^2+\omega^2}}\left[\cos\left(\omega t+\alpha-\varphi_{\text{н}}\right)-e^{-\chi t}\cos\left(\alpha-\varphi_{\text{н}}\right)\right] \tag{23}$$

Выводы. Применение метода Ф-функций позволяет формализовать расчёт электромагнитных процессов в системах с вентильными элементами путём составления таблиц изображений и оригиналов для цепей различных порядков. Для этого необходимо расширить этот метод на структуры преобразователей с полностью управляемыми ключами переменного тока, например, в преобразователях частоты в том числе с генерацией реактивной мощности, построенных по матричным структурам**.**

Список литературы.

1. *Андреев В.С.* Теория нелинейных электрических цепей: Учебное пособие для вузов. - М.: Радио и связь, 1982. - 250с.
2. *А. Крогерис, К. Рашевиц, Л. Рутманис, Э. Трейманис, Я. Шинка.* Полупроводниковые преобразователи электрической энергии. - Рига, «Зинатне», 1969. - 531с.
3. *Такеути Т.* Теория и применение вентильных цепей для регулирования двигателей. Пер. с англ. Л., «Энергия», 1973. - 248с.
4. *Чехет Э.М., Мордач В.П., Соболев В.Н.* Непосредственные преобразователи частоты для электропровода. Киев: Наук, думка, 1988. - 224с.

УДК 621.396.6 (043.2)

М.Ю. Заліський, аспірант
О.В. Зуєв, канд. техн. наук, доц.
О.В. Соломенцев, доктор техн. наук, проф.
(Національний авіаційний університет, Україна)

ПОКАЗНИК ЯКОСТІ ФУНКЦІОНУВАННЯ СИСТЕМ ЕКСПЛУАТАЦІЇ РАДІОЕЛЕКТРОННОГО ОБЛАДНАННЯ

У доповіді розглянуті показники якості функціонування систем експлуатації радіоелектронного обладнання, проаналізовано модель коефіцієнту готовності системи, наведені аналітичні співвідношення для щільності розподілу оцінки коефіцієнту готовності.

Для підвищення надійності функціонування інформаційних каналів радіотехнічного забезпечення польотів за допомогою засобів зв'язку, навігації та спостереження (ЗНС) в системах їх експлуатації необхідно мати відповідні комплекси контролю показників якості.

До показників якості функціонування засобів ЗНС можна віднести:

1) коефіцієнт готовності;
2) коефіцієнт оперативної готовності;
3) коефіцієнт технічного використання;
4) коефіцієнт простою;
5) цілісність системи;
6) безперервність функціонування тощо.

Вихідними даними для розрахунку показників якості є статистичні дані про наробіток до відмови та часу відновлення засобів ЗНС. Аналіз літератури [1 – 3] показав, що недостатня увага приділена математичним моделям статистичних оцінок показників якості функціонування систем експлуатації засобів ЗНС при різних розподілах тривалостей напрацювань та відновлень.

Розглянемо основні статистичні характеристики коефіцієнту готовності $K_{\Г}$.

Як відомо, коефіцієнт готовності системи при довільних розподілах інтервалу безвідмовної роботи T_0 та часу відновлення $T_{\text{В}}$ дорівнює відношенню середнього часу безвідмовної роботи до суми середніх тривалостей безвідмовної роботи та відновлення, тобто:

$$K_{\Г} = \frac{T_0}{T_0 + T_{\text{В}}}. \qquad (1)$$

Уточнений розрахунок коефіцієнта готовності дозволяє точніше проектувати надійність складних систем, своєчасно здійснювати коригувальні впливи, обґрунтовано вводити резервні елементи тощо. При цьому виникає можливість оптимізувати кількість запасних елементів системи та більш ефективним способом організувати технічне обслуговування досліджуваних об'єктів.

В якості оцінки коефіцієнта готовності $K_{\Г}$ приймемо величину:

$$\hat{K}_{\Г} = \frac{\hat{T}_0}{\hat{T}_0 + \hat{T}_{\text{В}}}, \qquad (2)$$

де $\hat{T}_0$ та $\hat{T}_{\text{В}}$ – оцінки середнього напрацювання на відмову та часу відновлення системи.

Щільність розподілу оцінки коефіцієнта готовності для випадку експоненціальних розподілів середнього напрацювання на відмову T_0 та часу відновлення $T_{\text{В}}$:

$$f(\hat{K}_\Gamma) = a \frac{\frac{T_\text{В}}{T_0}\Gamma(2n)}{\Gamma^2(n)} \frac{\left(\frac{T_\text{В}}{T_0}\hat{K}_\Gamma\left(1-\hat{K}_\Gamma\right)\right)^{n-1}}{\left(1-\left(1-\frac{T_\text{В}}{T_0}\right)\hat{K}_\Gamma\right)^{2n}} \quad \text{при} \quad 0 \le \hat{K}_\Gamma \le 1, \tag{3}$$

де n – число відмов у системі на інтервалі спостереження, $\Gamma(n)$ – повна гамма-функція, a – коефіцієнт нормування. При цьому

$$a = \left(\int_0^1 \frac{\frac{T_\text{В}}{T_0}\Gamma(2n)}{\Gamma^2(n)} \frac{\left(\frac{T_\text{В}}{T_0}x(1-x)\right)^{n-1}}{\left(1-\left(1-\frac{T_\text{В}}{T_0}\right)x\right)^{2n}} dx \right)^{-1}. \tag{4}$$

При $T_0 = T_\text{В}$ оцінка коефіцієнта готовності підкорюється бета-розподілу зі цільністю:

$$f(\hat{K}_\Gamma) = \frac{\Gamma(2n)}{\Gamma^2(n)} \left(\hat{K}_\Gamma\left(1-\hat{K}_\Gamma\right)\right)^{n-1} \quad \text{при} \quad 0 \le \hat{K}_\Gamma \le 1. \tag{5}$$

Середнє значення такої оцінки $m_1(\hat{K}_\Gamma) = 0{,}5$, оцінка є незміщеною, а дисперсія:

$$\mu_2(\hat{K}_\Gamma) = \frac{1}{4(2n+1)}. \tag{6}$$

Результати моделювання при експоненціальних розподілах напрацювань та відновлень з параметрами $T_0 = 10$, $T_\text{В} = 1$, $n = 50$ та при обсязі вибірки $N = 500$ наведені на рис. 1.

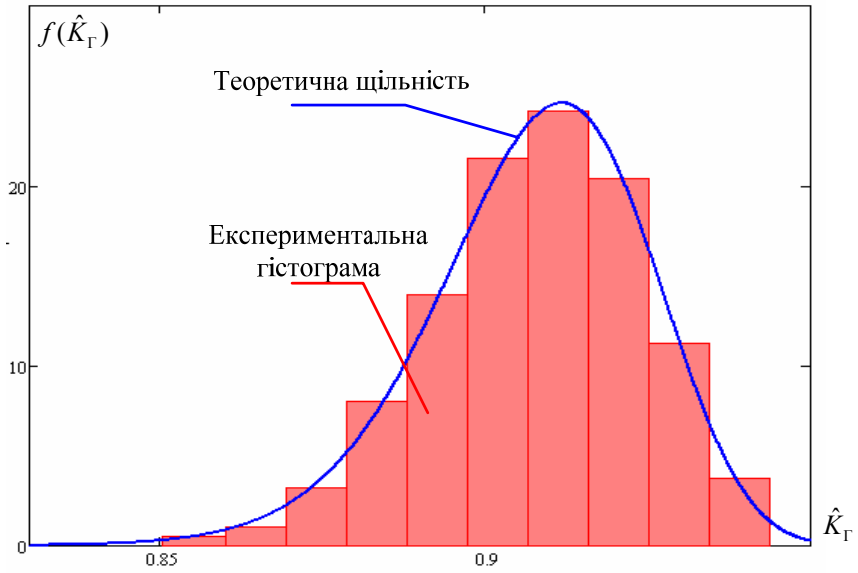


Рис. 1. Щільність розподілу та гістограма оцінки коефіцієнта готовності при експоненціальних розподілах напрацювань та відновлень.

Щільність розподілу оцінки коефіцієнта готовності для випадку експоненціальному розподілі середнього напрацювання на відмову T_0 та сталого часу відновлення $T_\text{В}$:

$$f(\hat{K}_\Gamma) = \frac{n\frac{T_\text{В}}{T_0}}{\Gamma(n)} \frac{\left(n\frac{T_\text{В}}{T_0}\hat{K}_\Gamma\right)^{n-1}}{\left(1-\hat{K}_\Gamma\right)^{n+1}} e^{-\frac{n\frac{T_\text{В}}{T_0}\hat{K}_\Gamma}{1-\hat{K}_\Gamma}} \quad \text{при} \quad 0 \le \hat{K}_\Gamma \le 1. \tag{7}$$

Результати моделювання для цього випадку ($T_0 = 10$, $T_\text{В} = 1$, $n = 50$, $N = 500$) наведені на рис. 2.

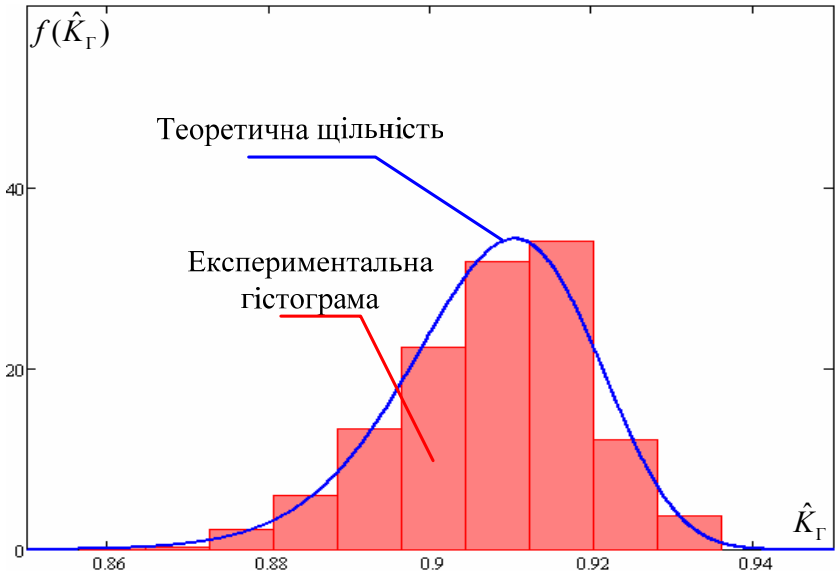


Рис. 2. Щільність розподілу та гістограма оцінки коефіцієнта готовності при експоненціальному розподілі напрацювань та сталому часі відновлення.

Форма щільності розподілу оцінки коефіцієнта готовності для випадку нормальних розподілів напрацювань та відновлень з параметрами $T_0 = 10$, $T_\text{В} = 1$, $n = 50$, з середньоквадратичними відхиленнями $\sigma_0 = 0{,}2T_0$, $\sigma_\text{В} = 0{,}2T_\text{В}$ та при обсязі вибірки $N = 500$ наведена на рис. 3.

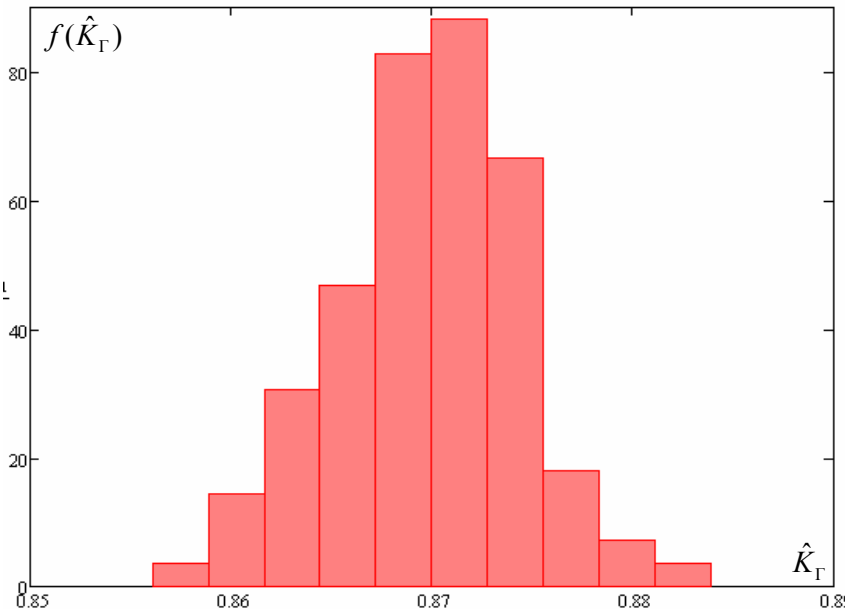


Рис. 3. Гістограма оцінки коефіцієнта готовності при нормальних розподілах напрацювань та відновлень.

Розглянемо випадок, коли оцінка коефіцієнта готовності здійснюється при одній відмові та відновленні системи (тобто при $n = 1$). Тоді щільність розподілу оцінки з урахуванням формул (3) та (4):

$$f(\hat{K}_\Gamma) = \frac{\frac{T_\text{В}}{T_0}}{\left(1 - \left(1 - \frac{T_\text{В}}{T_0}\right)\hat{K}_\Gamma\right)^2} \quad \text{при} \quad 0 \le \hat{K}_\Gamma \le 1. \tag{8}$$

Результати моделювання ($T_0 = 10$, $T_\text{В} = 1$, $n = 1$, $N = 500$) наведені на рис. 4.

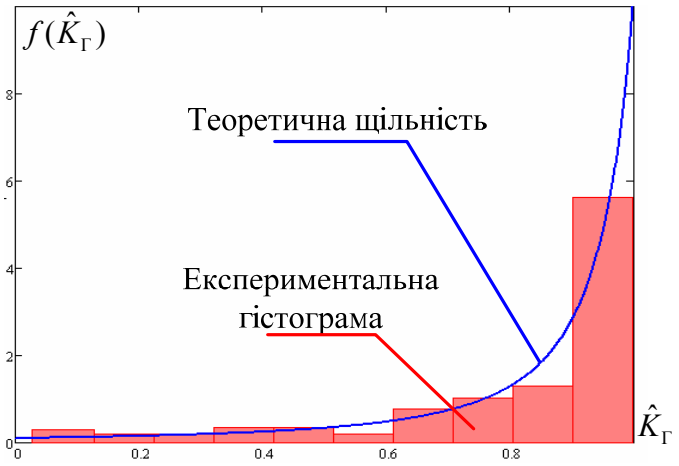


Рис. 4. Щільність розподілу та гістограма оцінки коефіцієнта готовності за умови $n=1$.

За умови рівності часів напрацювання на відмову та відновлення ($T_0 = T_\text{В}$ та $n=1$) оцінка коефіцієнта готовності буде підпорядковуватися рівномірному розподілу:

$$f(\hat{K}_\Gamma) = \begin{cases} 1, \text{ якщо } 0 \le \hat{K}_\Gamma \le 1 \\ 0, \text{ якщо } \hat{K}_\Gamma \le 0 \text{ або } \hat{K}_\Gamma \ge 1 \end{cases}, \tag{9}$$

Результати моделювання при $T_0 = T_\text{В}$ та $n=1$ наведені на рис. 5.

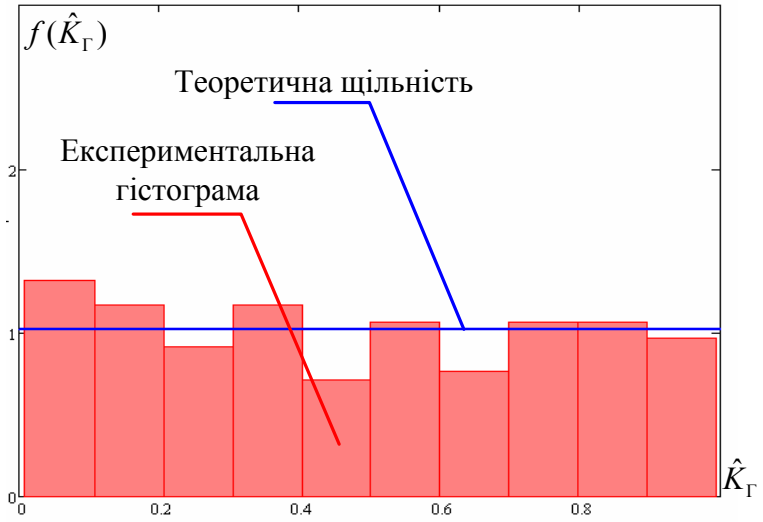


Рис. 5. Щільність розподілу та гістограма оцінки коефіцієнта готовності за умови $T_0 = T_\text{В}$ та $n=1$.

Висновки

Отримані аналітичні співвідношення збігаються зі статистичним моделюванням, що підтверджує їх достовірність. Результати досліджень можуть бути використані в системах експлуатації засобів ЗНС, системах менеджменту якості виробництва продукції та надання послуг тощо.

Список літератури

1. *Соломенцев О.В., Хмелько Ю.М., Жаров І.К., Німич В.В.* Основи теорії надійності, експлуатації та ремонту радіоелектронної апаратури: Конспект лекцій. – К.: НАУ, 2007. – 108 с.

2. *Барзилович Е.Ю., Каштанов В.А.* Некоторые математические вопросы теории обслуживания сложных систем. – М.: Советское радио, 1971. – 458 с.

3. *Левин Б.Р.* Теория надёжности радиотехнических систем. – М.: Советское радио, 1978. – 264 с.

УДК 629.735.017 (043.2)

Ю.В. Грищенко, канд. техн. наук, доц.
(Національний авіаційний університет, Україна)

НОВІ ПІДХОДИ В АНАЛІЗІ КОРЕЛЯЦІЙНИХ ФУНКЦІЙ ДО ОЦІНКІ ДІЙ ЕКІПАЖУ В СКЛАДНИХ УМОВАХ ПОЛЬОТУ

В даній доповіді аналізується виникнення у пілотів негативного ефекту при виконанні польотів в особливих умовах. Показано, що погіршення якості техніки пілотування і помилкові дії пілотів можуть бути пов'язані явищем посилення динамічного стереотипу (ЯПДС). Доводиться, що аналіз хвостів кореляційних функцій ефективно розкриває більші можливості автоматизації визначення ЯПДС.

Вступ. Спираючись на проведені раніше дослідження ми знаємо, що в процесі польоту у частини операторів може виникнути ЯПДС [1] при дії факторних навантажень (ФН), що полягає в збільшенні амплітуди керуючих рухів при збереженні їхньої загальної структури. Під ФН розуміється одночасна дія більше двох негативних факторів, на відміну від ортогональних факторних навантажень.

Більш того, операційні дії стають неосмисленими, відбувається виконання заучених операцій, що іноді закінчуються переплутуванням або неправильною дією, приймаються неправильні рішення.

З вищесказаного випливає, що існує необхідність аналізу ЯПДС. Це явище можна спостерігати візуально на осцилограмах, використовуючи методи аналізу кореляційних функцій зміни параметрів польоту. Крім того ми бачимо доцільність у тому, щоб зробити якісний аналіз цього явища в різних наукових напрямках, таких як, наприклад: авіаційна медицина, інженерна психологія, ергономіка.

Постановка завдання. Для цього розглянемо класи вимірюваних процесів. Авіамедицина (АМ) відображає внутрішні психофізіологічні процеси і дає їхню загальну характеристику, інженерна психологія (ІП) – процеси взаємодії екіпажа з повітряним судном як гранично складний психологічний і технологічний момент, а ергономіка (Е) – внутрішні й зовнішні психофізіологічні й технологічні процеси при взаємодії людини з машиною.

У цей час вивчаються стани процесів, події, які супроводжують ті або інші процеси, вивчення таких явищ спостерігаються рідше. Так, наприклад, у теорії безпеки польотів у процесах вивчаються тільки певні події (наприклад, катастрофи), у теорії надійності також спостерігається вивчення подій, властивостей і т.д.

Дамо узагальнене визначення досліджуваному нами питанню, поняттю явища.

Явище – філософська категорія, що відбиває зовнішні властивості й відносини предмета, форма виявлення (вираження) сутності предмета. Категорія явища нерозривно пов'язана з категорією сутності [2].

Філософські категорії сутності і явище означають наступне. Це внутрішній зміст предмета, що виражається в єдності всіх його різноманітних властивостей і відносин.

Явище – те або інше виявлення зовнішньої форми існування предмета. У пізнанні ці категорії виступають як щабля збагнення предмета (від явища до сутності) [3].

Для нас найбільший інтерес представляє аналіз явища в процесі, а саме аналіз ЯПДС у процесі польоту (рис. 1.).

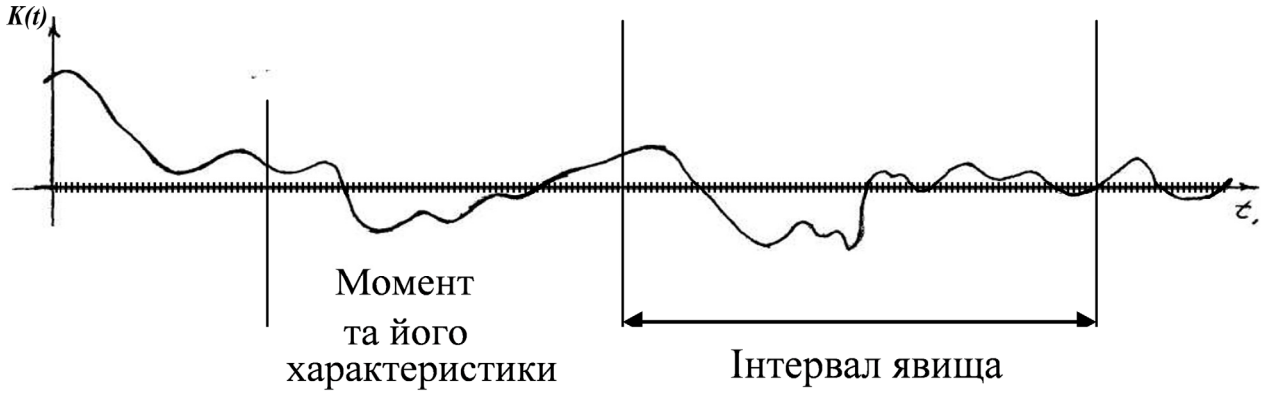


Рис. 1. Осцилограма процесу заходу на посадку від кінця 4-ого розвороту до касання злітно-посадочної смуги.

Інтерес представляє не момент процесу, а інтервал, тому що, якщо подію можна розглядати й відповідно аналізувати через певні характеристики, то явище – тільки інтервально.

Якщо розглядати політ, як випадковий процес, то посадка теж випадкова.

Кореляційний аналіз, як метод дослідження ЯПДС при контролі техніки пілотування

Дослідження осцилограм можна здійснити за допомогою аналізу кореляційних функцій. Розглянемо проведення кореляційного аналізу електроенцефалограми (ЭЭГ) [4]. В експериментальних роботах застосовується трохи його варіантів: підрахунок кроскореляцій як кореляції між ЭЭГ різних відведень, визначення кроскореляційної й автокореляційної функцій й ін. Всі ці варіанти трудомісткі й вимагають використання обчислювальної техніки. Ми розглянемо прикладні способи аналізу кореляційних функцій.

При підрахунку кроскореляцій для двох порівнюваних ЭЭГ треба порахувати число збігів 1 й 0 на аналізованому відрізку незалежно від конкретного значення 0 або 1, тобто загальне число збігів. Квантування виробляється так само, як це описано для визначення рівня асиметрії висхідних і спадних фаз хвиль.

Далі підрахунок кореляції здійснюється по формулі:

$r = -\cos[m/(n-k)]\pi$,

де r – коефіцієнт кореляції; m – число збігів знаків 1 й 0; n – загальне число квантованних ділянок; π=3,14; k – число зрушень квантованних ділянок запису. Значення косинуса беруться з таблиці тригонометричних функцій у радіанах.

При визначенні автокореляційної функції підраховуються коефіцієнти кореляції ЭЭГ «самої із собою». Практично це можна зробити так. Беремо відрізок кривій, рівний, допустимо, 2 с. При швидкості запису 120 мм/з і кроці квантування 3 мм (25 мс) буде 80 крапок. Квантуємо відрізок, ставимо цифри 1 й 0 і дублюємо його. Підраховуємо число збігів 0 й 1 при нульовому зрушенні й коефіцієнт кореляції по вищенаведеній формулі, наприклад:

$r = -\cos(80/80)\pi = -\cos 1*3,14 = 1$.

Робимо зрушення дубльованого відрізка на один крок квантування, наприклад, вправо:

$r = -\cos(70/80)\pi = -\cos 0,87*3,14 = -\cos 2,74 = 0,92$.

Снову робимо зрушення дубльованого відрізка на один крок і знову підраховуємо кореляцію:

$r = -\cos(45/80)\pi = -\cos 1,77 = 0,2$ і т.д.

Будуємо графік автокореляційної функції. На осі абсцис відкладаємо число зрушень τ , на осі ординат – величину коефіцієнта кореляції для кожного зрушення; якщо в нас є досить велика кількість коефіцієнтів кореляції (звичайно їхнє число дорівнює 1/3-1/4

від загального числа квантованных ділянок), якщо нанести ці крапки на графік і з'єднати їх, одержимо автокореляційну функцію.

Є два крайніх випадки. Якщо таким способом обробляється запис синусоїди, гармонійного процесу, то її автокореляційної функція буде косинусоидой. Якщо обробляється запис «білого шуму», то вже на другому кроці коефіцієнт стане рівним 0 і буде таким практично на всіх інших кроках. Автокореляційна функція реального біологічного процесу, але в умовах спокою, а не граничних навантажень, має проміжний характер, тобто в ній можна побачити періодичний компонент, що через певний час затухає. Але при ЯУДС вона навпаки росте, тому що пілот перебуває в умовах раптовості й несподіванки, а не спокою.

Для аналізу графіка автокореляційної функції використаються наступні її основні параметри: 1) середній період коливань, що характеризує домінуючу частоту (його можна знайти, помноживши число кроків квантування в одному періоді на значення кроку квантування в секундах); 2) інтервал кореляції або швидкість загасання, – відрізок часу, у плині якого кореляційна функція «загасає». (чим більше інтервал кореляції, тим вище регулярність хвиль в ЭЭГ, а чим менше цей інтервал, тим сильніше виражені в ЭЭГ випадкові процеси); 3) площа під кривій автокорреляционной функції; 4) співвідношення періодичної й випадкової складової. Для кількісного визначення цього параметра вводять коефіцієнт:

$$K_{П/З} = A/(R_{\tau=0} - A).$$

Потужність періодичного компонента обчислюють як половину середньої амплітуди хвиль автокорелограми ($A=1/2a$, де a – середня амплітуда значень автокореляційної функції), а потужність випадкового компонента – як різниця максимального значення автокореляційної функції $A/(R_{\tau=0}=1)$ і потужність періодичного компонента.

Розглянемо можливість застосування аналізу кореляційних функцій для аналізу ЯПДС. При використанні кореляційного аналізу для якісної оцінки ЯПДС важливо не показники хвостів і не точність характеристик, а який вид хвоста кореляційної функції [5,6]. Коли ми бачимо амплітудне зростання хвоста – то є ЯПДС, коли навпаки спад – то ЯПДС відсутнє (рис. 2).

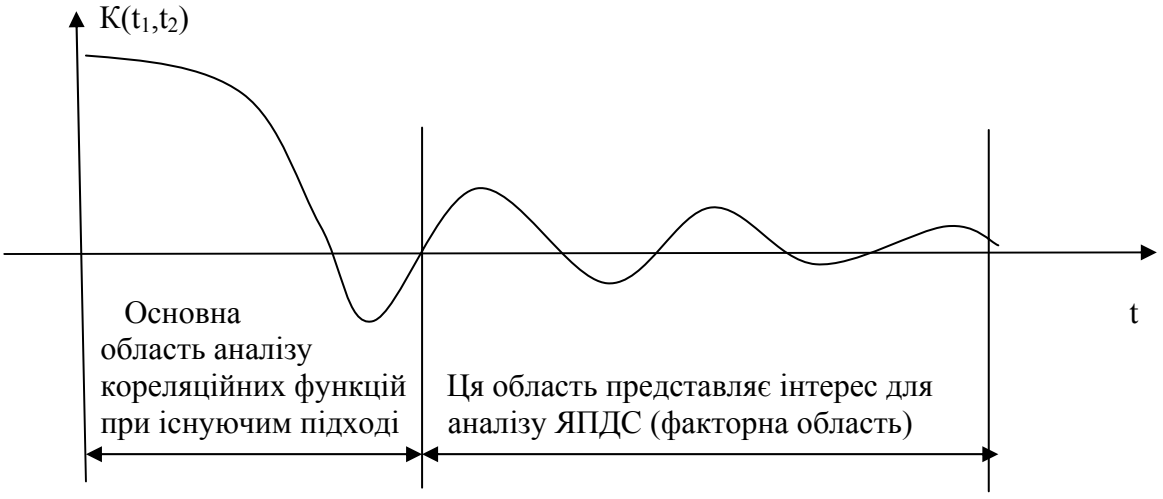


Рис. 2 Кореляційна функція параметру польоту.

Важливим завданням є визначення кроку квантування, що б явище було видно (рис.5). Вірогідність виміру хвостів досягається зміною кроку квантування або введенням нового виду квантування (нерівномірного).

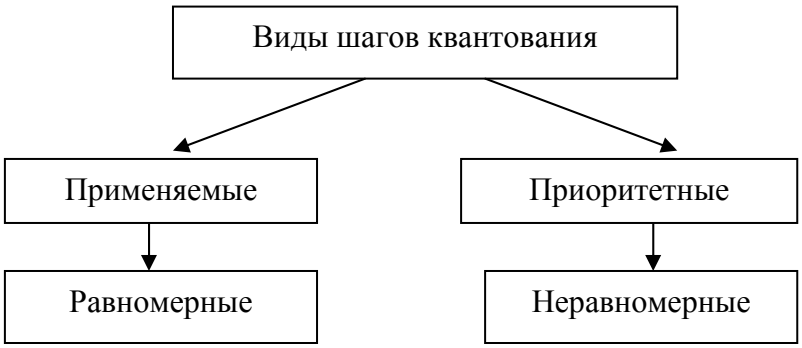


Рис.3. Схема видів кроків квантування.

Висновок. Одним з мало досліджуваних явищ, що супроводжує процес польоту, є ЯПДС. Це негативне явище ми бачимо з аналізу параметрів польоту. При класичному використанні кореляційного аналізу, область хвостів автокореляційних функцій вважається областю недостовірної інформації у випадковому процесі. Якісне визначення ЯПДС за допомогою аналізу хвостів кореляційних функцій ефективно розкриває більші можливості автоматизації визначення ЯПДС.

Список літератури

1. *Грищенко Ю.В.* Явление усиления динамического стереотипа пилота при действии комплексных отказов // Эргономические вопросы безопасности полетов. – Киев: КИИГА, 1987. – С. 87-91.

2. *Большая* советская энциклопедия.- Гл. ред. Прохоров А.М. - Т. 30.-.Издание 3.-.М.: «Советская энциклопедия», 1978. - с. 430

3. *Советский* энциклопедический словарь- Гл. ред. Прохоров А.М. - Издание 4.-.М.: «Советская энциклопедия», 1989. - с. 1306

4. *Крылов А.А., Суходольский Г.В.* Эргономика. – Л.: Изд-во Ленингр. Ун-та, 1988. – С. 77-79.

5. *Грищенко Ю.В.* Подготовка пилотов к полетам в особых ситуациях с учетом явления усиления динамического стереотипа // Кибернетика и вычислительная техника. – К.: НАН Украины. – 2003. – Вып. 139. – С. 81-85.

6. *Грищенко Ю.В., Курушкина Я.О.* Исследование качественных границ применения методов корреляционного анализа в авиационной медицине, инженерной психологии, и эргономике при анализе явления усиления динамического стереотипа. // Кибернетика и вычислительная техника. – К.: НАН Украины, 2005. – Вып. 148. – С. 59-64.

УДК 621.396.62 (043.2)

В.И. Кондрашов, д.т.н., профессор
(Институт новейших технологий НАУ, Украина)
А.А. Осипчук, ассистент,
(Национальный авиационный университет, Украина)

СИГНАЛЫ И ПОМЕХИ В БОРТОВЫХ НАВИГАЦИОННО-ПОСАДОЧНЫХ РАДИОПРИЕМНЫХ УСТРОЙСТВАХ

Представлена функциональная модель бортового навигационно-посадочного радиоприемного устройства, приведены основные мешающие факторы при приеме радиотехнических сигналов, дана их классификация.

Повышение качества радиоприема, усложнение электромагнитной обстановки (ЭМО), что вызвано ростом энергетического уровня всевозможных помех, увеличением их вида и числа, а также комплексирование радиопередающей и радиоприемной аппаратуры на ограниченных площадях предъявляет повышенные требования к характеристикам радиоприемного устройства (РПУ) бортового авиационного навигационно-посадочного оборудования IV поколения ILS-85-01, VOR-85-01 [1].

Одной из важнейшей характеристикой РПУ является динамический диапазон, который, с одной стороны, связан с чувствительностью тракта, с другой стороны, с проявлением его нелинейных свойств. Под динамическим диапазоном понимают отношение граничных уровней входных воздействий, характерных для приема данного вида излучения, в пределах которых обеспечивается допустимая потеря информации, содержащейся в принимаемом полезном сигнале. Он определяет основные параметры РПУ – эффективную чувствительность и эффективную избирательность, а также такие параметры систем, в состав которых входит РПУ, как точность воспроизведения сигналов, разрешающую и пропускную способности, электромагнитную совместимость (ЭМС) и т.д. Поэтому расширение динамического диапазона РПУ и приведение его в соответствие с динамическим диапазоном входных воздействий в условиях реальной ЭМС является актуальнейшей задачей радиоприемной техники.

Для отображения основных функций приемного тракта, связанного с прохождением через него полезного сигнала, а также поражение его помехами и шумами, удобно пользоваться функциональной моделью приемного тракта (рис.1), характеризующую требования международных документов “ARINC”, “НЛГС – 3” для бортовой навигационно-посадочной аппаратуры IV поколения [1]. Такая модель отражает:

прохождение полезного сигнала (основной сигнал) E_c, а также помех $E_{лі}$ на частотах повышенной восприимчивости приемного тракта, обусловленной недостаточной линейной избирательностью по соседнему (СК), зеркальному (ЗК), прямому (ПК), дополнительному (ДК) каналам приема;

нелинейное поражение тракта приема из-за различных нелинейных эффектов: перекрестных искажений (П) и блокирования (Б), а также интермодуляционных (И) искажений различных видов $\omega_1 \pm \omega_2$ (индекс 11), $2\omega_1 \pm \omega_2$ (21), $\omega_1 + \omega_2 - \omega_3$ (111), … , $i\omega_1 \pm j\omega_2 \pm k\omega_3$ … (i, j, k…), характеризуемых уровнями $E_{ні}$, $U_{ні}$;

собственные флуктуационные шумы тракта приема, приведенные к полосе тракта основной избирательности $E_{шо}$;

нелинейно-параметрический эффект, который приводит к обратному преобразованию шумов гетеродина при действии входной помехи с уровнем $E_{обр}$.

Функциональная модель приемного тракта, представленная на рис.1, описывает последовательность операций, с помощью которых при известных характеристиках ЭМО на входе приемника определяется вероятность приема или поражения.

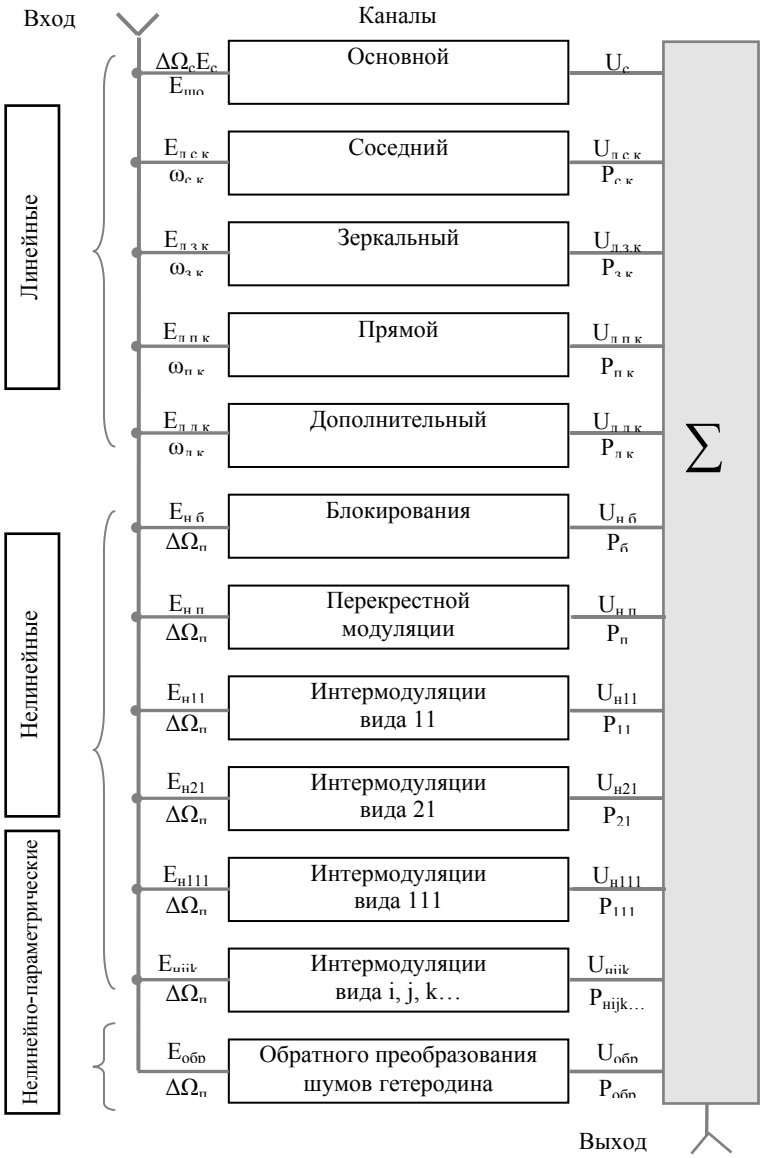


Рис.1. Функциональная модель приемного тракта.

Перечислим параметры, которые характеризуют функциональную модель приемного тракта:

для основного канала: полоса пропускания $\Delta\Omega_c$ и уровень шумов $E_{шо}$ в той же полосе, приведенных ко входу приемника;

для линейных каналов: частота помехи и степень ее подавления относительно полезного сигнала, количественно характеризуемой в приемнике избирательностью S_i при минимальном уровне помехи на входе соответствующего канала $E_{лi}$, приводящей к недопустимому отношению сигнал/помеха (С/П) для данного вида излучения:

$U_{лi} = E_{лi}/S_i$;

для нелинейных и нелинейно-параметрических каналов: полоса частот преселектора приемника $\Delta\Omega_п$, в пределах которой надо учитывать групповой сигнал, порождающий нелинейный эффект определенного вида, и минимальный входной уровень помехи $E_{нi}$, приводящей к недопустимому поражению сигнала помехой, или отношением С/П.

В зависимости от характера тракта, сигналов и помех отметим следующие виды мешающих нелинейных эффектов, затрудняющих прием:

1. По отношению к полезному сигналу и помехе - зависимого (мультипликативного) и независимого (аддитивного) происхождения:

Математическое описание отклика приемного тракта в полосе избирательности:

для мультипликативной помехи

$$y = L_1[x_c(t)]L_2[x_n(t)],$$

где L_1 и L_2 - операторы, зависящие только от сигнала $x_c(t)$ и помехи $x_п(t)$;

для аддитивной помехи

$$y = L_1[x_c(t)] + L_2[x_n(t)],$$

где оператор $L_1[x_c(t)]$ не зависит от $L_2[x_n(t)]$.

2. По характеру эффекта - гармонические, выражающиеся в появлении кратных гармонических составляющих входного воздействия, попадающих в полосу пропускания:

искажения закона модуляции полезного сигнала, перекрестные, интермодуляционные, вида сжатия (расширения) амплитуды сигнала, вида блокирования, вида ухудшения различимости полезного сигнала на фоне помехи, вида амплитудно-фазовой конверсии.

3. По виду амплитудно-частотной характеристики (АЧХ) тракта - в узкополосных и широкополосных трактах.

4. По характеру оператора передачи:

с резистивной нелинейностью, с нелинейностью комплексного характера, с несущественной нелинейностью, с существенной нелинейностью.

Для аттестации трактов приема возможно представление характеристик, описывающих проникновение помехи в приемный тракт как по линейным, так и по нелинейным каналам приема. Пример такой характеристики представлен на рис.2.

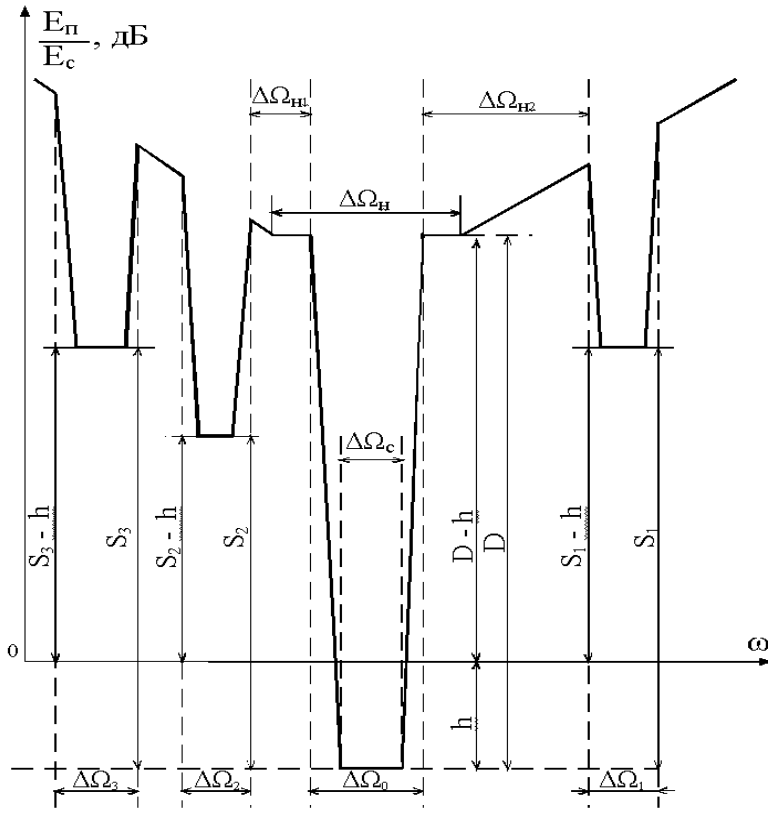


Рис.2. Характеристика двухсигнальной избирательности радиоприемника.

Эта характеристика представляет собой зависимость относительно максимального уровня помехи E_n/E_c от расстройки частот помехи и полезного сигнала при условии, что искажения полезного сигнала мешающим на выходе тракта основной избирательности еще равны допустимым [2, 3] . Анализ характеристики эффективной избирательности позволяет сделать выводы о том, что причинами поражения приема в приемном тракте являются: прямое прохождение мешающего сигнала вследствие недостаточной избирательности в частотных зонах $\Delta\Omega_i$ вблизи основного канала $\Delta\Omega_c$, относящихся к соседним и побочным каналам; нелинейные эффекты в тракте приема, обусловленные взаимодействием

внеполосных помех и полезного сигнала в тракте до тракта основной избирательности (зоны $\Delta\Omega_{ni}$).

Представление отношения E_n/E_c в логарифмическом масштабе делает возможным удобное отображение основных системных параметров приемного тракта:

линейных избирательностей

$$S_i = E_n/E_a,$$

где E_a - чувствительность приемника, $E_п$ соответствует помехе, подавленной на выходе приемника в h раз сравнительно с сигналом;

минимального относительного уровня помехи, приводящей к нелинейному поражению

$$D = E_n\, h/E_a.$$

В зоне $\Delta\Omega_c$ поражения в основном канале $E_n/E_c = E_n/E_a = h^{-1}$, откуда в децибелах,

$$E_n/E_c = -h.$$

В зоне каналов, обусловленных недостаточной линейной избирательностью

$E_n = E_a S_i/h$, т.е. в децибелах, $E_n/E_c = S_i - h$.

В зоне нелинейного поражения в децибелах: $E_n/E_c = D - h$.

Характеристики такого вида, как представленные на рис. 2, позволяют ввести количественную оценку важнейшего параметра РПУ - динамического диапазона, под которым понимают область уровня сигнала, в пределах которых РПУ линейно в практическом смысле. В качестве количественной оценки динамического диапазона РПУ обычно принимают отношение максимального уровня сигнала, при котором нелинейный критерий равен допустимому значению, к его минимальному уровню, при котором отношение сигнал/шум на выходе тракта равно заданному значению. Различают динамический диапазон по мощности D_P, напряжению D_U и току D_I [2, 4]:

$$D_P = P_{cmax}/P_{cmin}; \quad D_U = U_{cmax}/U_{cmin}; \quad D_I = I_{cmax}/I_{cmin}.$$

Полезный сигнал и помеха на входе приемного тракта являются случайными процессами. Поэтому наиболее полной может быть оценка качества работы приемника с помощью не детерминированных, а статистических характеристик. К таким характеристикам относятся вероятность приема или поражения полезного сигнала. [3, 4]. Если при настройке приемника на полезный сигнал качество его на выходе хуже допустимого, то такое событие $\overline{A}$ назовем поражением; если качество сигнала допустимо, то такое событие A назовем приемом. Критерий допустимого качества должен быть оговорен в конкретном случае для данного класса принимаемого излучения и соответствует для аддитивной помехи заданному минимально допустимому отношению сигнал/помеха на выходе приемного тракта, для мультипликативной помехи - заданной максимальной величине определенного нелинейного критерия.

Выводы

Представленная функциональная модель приемного тракта навигационно-посадочной аппаратуры позволяет оценить характеристики РПУ с учетом международных и отечественных требований, исследовать их с учетом основных помех и искажений при приеме полезного сигнала.

Список литературы

1. *В.И. Кондрашов, В.Н. Федоренко*. Бортовые радиотехнические средства ближней навигации и инструментальной посадки летательных аппаратов // Научно-технический журнал «Технология и конструирование в электронной аппаратуре», Киев-Одесса. – 2002. – №1. – С. 3-9.

2. *В.Н. Голубев*. Эффективная избирательность радиоприемных устройств. – М.: Радио и связь, 1982. – 240 с.

3. *Б.М. Богданович*. Радиоприемные устройства с большим динамическим диапазоном – М.: Радио и связь, 1984. - 176 с.

4. *В.Н. Голубев*. Оптимизация главного тракта приема радиоприемного устройства. – М.: Радио и связь, 1982. .-144 с.

УДК 629.735.017.1.083 (043.2)

В.Д. Гуленко, аспирант
(Национальный авиационный университет, Украина)

НОВЫЕ ПОДХОДЫ К ОЦЕНКЕ СИГНАЛИЗАЦИИ БОЛЬШИХ УГЛОВ КРЕНА НА ВОЗДУШНЫХ СУДАХ РАЗЛИЧНЫХ ПОКОЛЕНИЙ

В статье рассматриваются типы сигнализации больших углов крена на ВС разных поколений,предлагается структура специальной антистрессовой подготовки пилотов на ВС с индексной сигнализацией при больших углах крена.

Последние авиапроисшествия (АП) с воздушными судами (ВС) показали, что некоторые катастрофы произошли из-за больших углов крена, что привело к сваливанию ВС. Как правило, такие АП относятся по причинности к категории АП по человеческому фактору (ЧФ). Чаще всего ответственными за подобные авиапроисшествия несут летные экипажи. Необходимо учитывать то, что фактически летная эксплуатация в настоящее время происходит в условиях перехода от самолетов предыдущего поколения к самолетам нового поколения. Как известно, самолеты нового поколения имеют электронную авионику и представляют собой, в сущности, летающие автоматизированные электронные комплексы. Поэтому очень часто катастрофы на таких ВС называют электронными авиакатастрофами (АК) или компьютерными АК.

В научной литературе и СМИ идет оживленная дискуссия о способах и средствах подготовки летного состава (ЛС) для полетов на самолетах нового поколения в условиях, когда ЛС проходит не подготовку, а переподготовку. Например, ЛС СНГ, обученный летать на самолетах ТУ-154, ЯК-42, ИЛ-86 и т.д., проходит переподготовку на самолеты западного производства такие как В-737, А-320 и т.д. Из инженерной психологии известно, что при переходе от эксплуатации определенного типа производственной машины на другой тип у эксплуатационного персонала могут быть такие негативные явления, как отрицательный перенос навыка, т.е. навыки на предыдущей машине могут негативно сказываться при эксплуатации других машин.

К сожалению, в настоящее время не существует инженерно-психологических программ переподготовки ЛС, учитывающих такого рода отрицательные явления. Между тем, даже первичный анализ причин аварийности свидетельствует о крайней необходимости внедрения таких программ.

Рассмотрим этот вопрос с позиции существующих подходов к сигнализации больших углов крена на самолетах старого и нового поколения.

Сигнализация больших углов крена на самолетах старого и нового поколения различная и показана на рис. 1. Из рисунка видно, что существует два типа сигнализации больших углов крена:

1. знакопеременная сигнализация осуществляется с помощью сигнальных табло, на которых высвечивается, как правило, «левый крен велик» либо «прав крен велик». Она устанавливается на самолетах старого поколения таких как ТУ-134, ТУ-154, ЯК-42, Ил-62 , ИЛ – 86 различных модификаций;

2. модульная (индексная) сигнализация больших углов крена осуществляется на индикаторных устройствах авионики с помощью различных типов индексов. Типовыми индексами являются индексы типа «стрелка» или «треугольник». Такая сигнализация характерна для ВС нового поколения.

Если рассмотреть инженерно-психологические требования к индексной сигнализации, то следует отметить, что при индексной сигнализации резко возрастает потенциальная возможность появления усиленных рефлексов Сеченова (УРС).

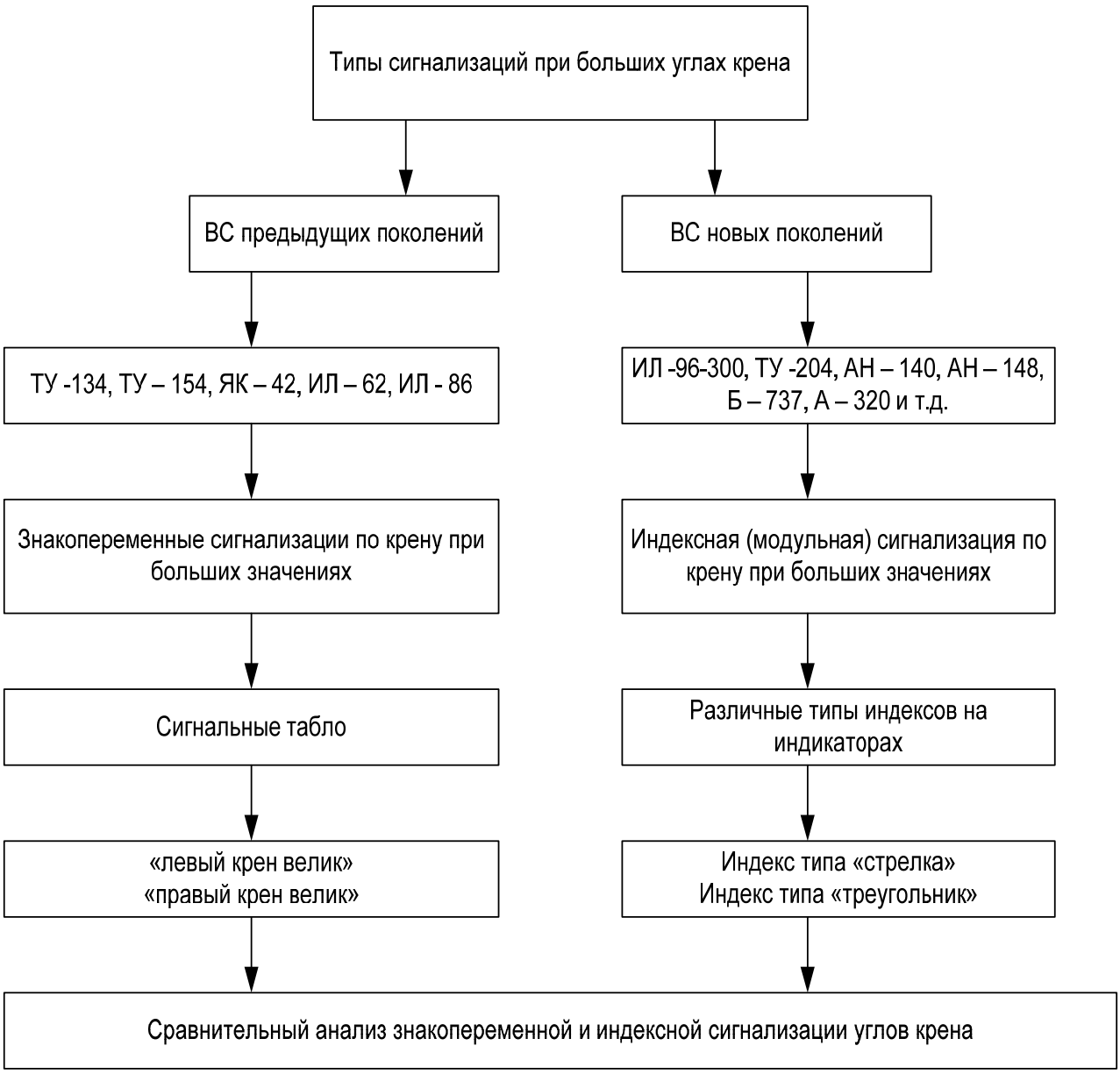


Рис.1 Типы сигнализаций больших углов крена на ВС разных поколений.

Обычно, при экспресс-анализе при обработке параметров и выходе их за допуска используется нормальное распределение (закон Гаусса). Когда на самолете стоит знакопеременная сигнализация – это вполне логично, но на самолетах нового поколения с индексной сигнализацией больших углов крена характер обработки полетной информации по углу крена и другим параметрам должен быть изменен, т.е. должны быть проведены новые функциональные преобразования статистических и вероятностных законов обработки полетной информации, следовательно, статистических законов управления летной работой.

Главная логическая посылка при этом состоит в том, что статическая и вероятностная обработка в условиях применения индексной сигнализации должна проводится по модульным гистограммам и модульным распределениям параметров. Это вызвано тем, что при индексной сигнализации возрастает вероятность перепутывания пилотами направления изменения крена т.к. информация о направлении крена не подается пилотам при такой сигнализации.

Характер такой новой обработки состоит в следующем: нормальное распределение параметров полета, преобразование по модулю знакопеременных параметров, статистическая обработка модульных гистограмм, сглаживание модульных гистограмм по методу наименьших квадратов, выделение канонической части модульного распределения

параметров, проверка по критериям согласия канонической части (Колмогоров, Пирсон), определение и аппроксимация «хвоста» неканонической части, определение зоны повышенного риска.

Следовательно, при индексной сигнализации потенциальная возможность появления зон УРС резко возрастает по сравнению со знакопеременными сигнализациями, именно из-за потенциально возможных ошибок перепутывания направления изменения крена. Поэтому для повышения надежности работы пилотов необходима новая структура подготовки пилотов. Такая структура представлена на рис.2.

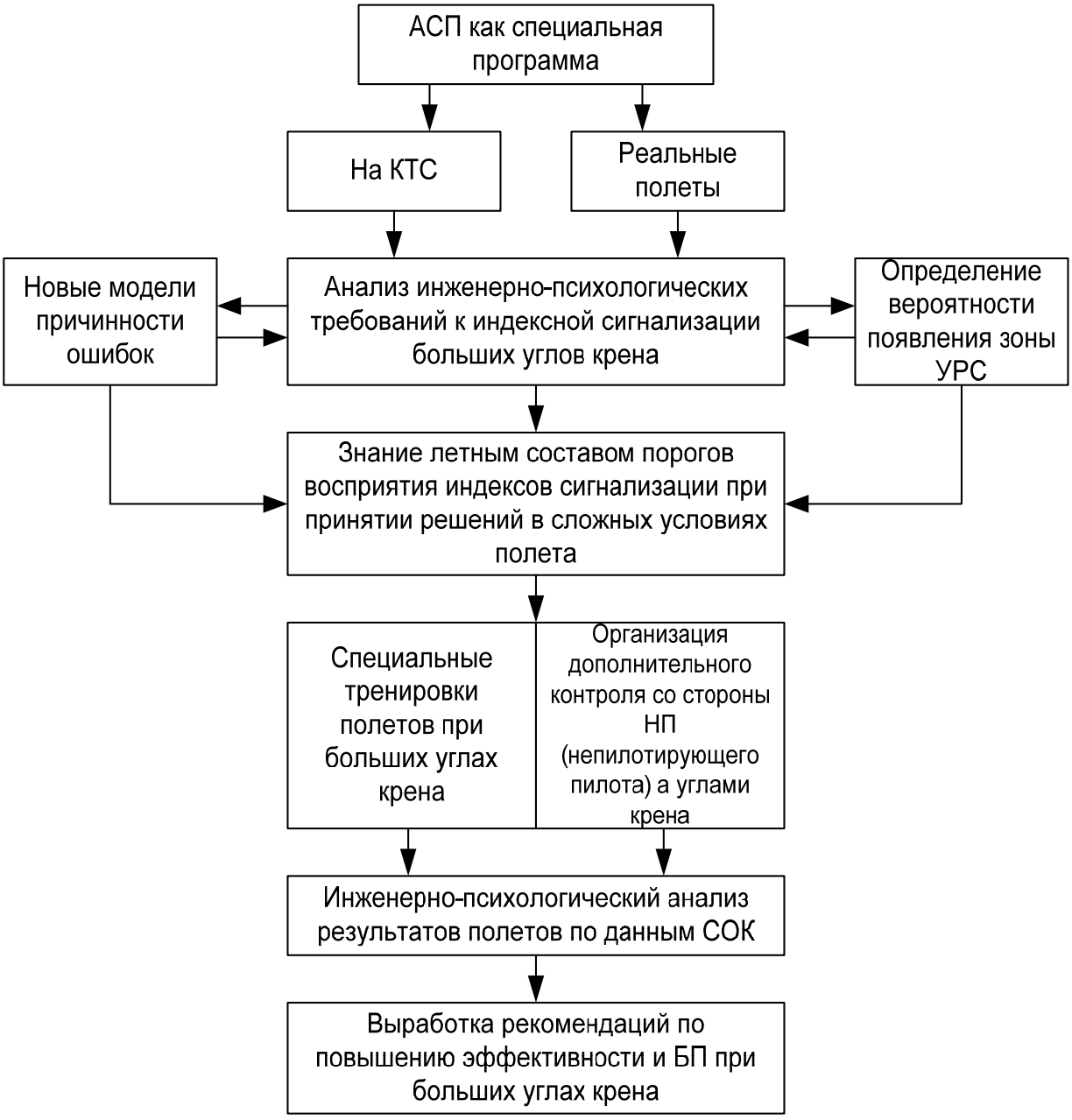


Рис. 2 Структура специальной антистрессовой подготовки (АСП) пилотов на ВС с индексной сигнализацией при больших углах крена.

Как видно из рисунка, необходимо при отработке полетов на КТС или учебно-тренировочных полетах с большими углами крена создать специальную программу АСП (антистрессовой подготовки), где необходимо первично проинформировать летный состав об особенностях индексной и знакопеременной сигнализациях, необходимости дополнительного контроля к определению правильного изменения направления крена при

индексной сигнализации в сложных условиях полета или в особых условиях и ситуациях, добиться положительного эффекта при полетах с большими углами крена на КТС.

Выводы:

1. Последние авиапроисшествия, связанные с потерей пространственной ориентации летными экипажами (авиакатастрофы – 1. Ми -24В (ВВС), 19.02.1989г.; 2.А – 310 – F – OGOS, 22.03.1994г. рейс Шереметьево – Гонконг; 3. Ту -154 Б1 RA – 85164, 6.12.1995г. рейс Южно-Сахалинск – Хабаровск; 4. Ка 0 27 ПС (ВВС), 22.10.1997г. н.п. Торжок; 5. Saab -340, 10.01.2000г., аэропорт Цюрих, Швейцария; 6. А – 320, 2000г., Бахрейн; 7. Ту – 154 М RA 85845, 3.07.2001г., аэропорт Иркутск; 8. Ми – 8 МТВ – 1, ГТК «Россия», ноябрь 2005г., (АПБЧЖ); 9. А – 320, АРМ – АВИА, 03.05.2006г.; 10. В – 737 – 500 «Аэрофлот – Норд», 14.09.2008, Пермь. [1]) и трудностями определения направления измененния больших углов крена показали необходимость проведения сравнительного анализа типов сигнализаций при больших углах крена.

2. Сравнительный анализ ВС разных поколений показал, что существует два качественно разных типа сигнализаций больших углов крена – знакопеременная и индексная.

3. При знакопеременной сигнализации больших углов крена направление крена определяет автоматика, а при индексной – эта функция передана экипажу.

4. Анализ модульных распределений угла крена показал, что при переходе от знакопеременной сигнализации к индексной сигнализации больших углов крена меняется тип распределения, происходит переход от нормальных распределений к логарифмически-нормальным .

5. Выделение канонической части модульных распределений позволяет выделить не просто зону риска, но и зону повышенного риска как потенциальную зону усиленных рефлексов Сеченова (УРС).

6. Для повышения эффективности полетов при больших углах крена на ВС с индексной сигнализацией требуется специальная антистрессовая подготовка. При полетах ВС с индексной сигнализацией больших углов на КТС нужны специальные тренировки по проверке эффективности действий экипажа при больших углах крена.

7. При переучивании летного состава с ВС во знакопеременной сигнализацией больших углов крена на ВС со знаковой сигнализацией необходимы специальные занятия по разъяснению типов сигнализаций и их принципиальных отличий.

Список литературы

1. *Овчаров В.Е.* Вечная проблема. ISSN 0235-5000. Проблемы безопасности полетов. Науч.-техн. журн. 2009. вып. 1. с. 43 – 48.

2. *Хохлов Е.М.* Безопасность полетов и человеческий фактор: парадоксы научной истины на рынке интеллекта и наши приоритеты. ISSN 0235-5000. Науч.-техн. журн Проблемы безопасности полетов. 1997. вып. 4.

3. *В.Д. Гуленко* Новые модели причинности ошибок летного состава и перспективы их применения в гражданской авиации. ISSN 0235-5000. Проблемы безопасности полетов. Науч.-техн. журн 2007. вып. 9. с. 53-65.

УДК 621.396.962.3 (043.2)

І.Г. Прокопенко, д-р техн. наук,
І.П. Омельчук,
(Національний авіаційний університет, Україна)

РОБАСТНИЙ АЛГОРИТМ ОЦІНКИ ЧАСТОТИ ГАРМОНІЧНОГО СИГНАЛУ

Наведені результати аналітичних та статистичних досліджень стійкості квазіоптимальної оцінки частоти гармонічного сигналу до дії імпульсних завад різного виду.

Вступ. У статті [1] здійснений за методом максимальної правдоподібності синтез алгоритму квазіоптимального оцінки частоти (КОЧ) гармонічного сигналу (надалі "сигнал"), який спостерігається у суміші з адитивним некорельованим гаусівським шумом (η). Для цього використовувалась дискретна рекурентна модель сигналу $s_i = \alpha s_{i-1} - s_{i-2}$, $i = \overline{2, N-1}$ (N – розмір вибірки), параметр якої $\alpha = 2\cos(\gamma)$ залежить від нормованої частоти сигналу (надалі скорочено "частота"), яка є добутком кругової частоти (ω) та інтервалу дискретизації (τ): $\gamma = \omega\tau$. Алгоритм КОЧ обчислює статистику:

$$B(y_1, ..., y_N) = \sum_{i=3}^{N}\left[(y_i + y_{i-2})^2 - 2y_{i-1}^2\right] / \sum_{i=3}^{N}(y_i y_{i-1} + y_{i-2}y_{i-1}), \quad (1)$$

де $y_i = s_i + \eta_i$, $i = \overline{1, N}$ – відліки суміші, після чого знаходиться параметр α^* як розв'язок рівняння $\alpha^2 - B\alpha - 2 = 0$, за яким визначається оцінка частоти $\gamma^* = \arccos(\alpha^*/2)$.

Дана робота є продовженням досліджень властивостей КОЧ, але вже за умов дії імпульсних завад. Модель спостережень з хаотичною імпульсною завадою (ХІЗ) подамо як:

$$x_i = \rho\sin[\gamma(i-1) + \varphi_1] + u_i\upsilon_i + \eta_i = s_i + u\upsilon_i + \eta_i, \quad i = \overline{1, N},$$

де: ρ, γ, φ_1 – амплітуда, нормована частота та початкова фаза сигналу;

u – амплітуда імпульсу завади (ІЗ);

υ_i – величина, що приймає значення 0 або 1 з імовірністю $P_{ХІЗ}$ і $(1 - P_{ХІЗ})$, відповідно;

$s_i = \rho\sin[\gamma(i-1) + \varphi_1]$ – сигнальна складова відліку.

Як і в [1] параметри сигналу, шуму та завади вважаються апріорно невідомими.

Аналітичні дослідження далі будуть проводитись тільки відносно статистики B, оскількисаме вона визначає властивості КОЧ. Для цього перетворимо формулу (1), замінюючи межі сум, до еквівалентного вигляду:

$$B(x_1, ..., x_N) = \left(x_N^2 - x_{N-1}^2 - x_2^2 + x_1^2 + 2\sum_{i=3}^{N}x_i x_{i-2}\right) / \left(x_2 x_1 - x_N x_{N-1} + 2\sum_{i=3}^{N}x_i x_{i-1}\right) = \frac{\Sigma_{ЧС}(x_1, ..., x_N)}{\Sigma_{ЗН}(x_1, ..., x_N)}, \quad (2)$$

де $\Sigma_{ЧС}$ та $\Sigma_{ЗН}$ позначені, відповідно, чисельник та знаменник дробу. За умов відсутності імпульсних завад та шуму, значення статистики B залежить лише від частоти сигналу:

$$B(s_1, ..., s_N) = \Sigma_{ЧС}(s_1, ..., s_N) / \Sigma_{ЗН}(s_1, ..., s_N) = \cos 2\gamma / \cos\gamma. \quad (3)$$

Стійкість КОЧ до імпульсів завади. Без шуму. У варіанті з одним ІЗ, який знаходиться у довільному відліку r поза "крайніми зонами" пачки (якими означені пари відліків x_1, x_2 та x_{N-1}, x_N), формулу (2) після тотожних перетворень, можна представити у наступній компактній формі:

$$B(s_1, ..., s_{r-1}, s_r + u_r, s_{r+1}, ..., s_N) = \frac{\Sigma_{ЧС}(s_1, ..., s_N) + U_{r,2}(u_r, s_{r-2}, s_{r+2})}{\Sigma_{ЗН}(s_1, ..., s_N) + U_{r,1}(u_r, s_{r-1}, s_{r+1})}. \quad (4)$$

Відношення додаткових доданків знаменника і чисельника дорівнює значенню $B(s_1, ..., s_N)$:

$$U_{r,2} / U_{r,1} = u_r(s_{r-2} + s_{r+2}) / u_r(s_{r-1} + s_{r+1}) = \cos 2\gamma / \cos\gamma .$$

Можна довести, що це є достатньою умовою інваріантності дробу (4) до додаткових доданків, а саме: $B(s_1, .., s_{r-1}, s_r + u_r, s_{r+1}, .., s_N) = B(s_1, .., s_r, .., s_N)$. Тобто КОЧ є стійкою до одного ІЗ, якщо він знаходиться поза крайніми зонами пачки.

Якщо ІЗ знаходиться в крайніх зонах пачки, наприклад $r = 1$ (подібно для $r = 2,\ N-1,\ N$), то з формули (2) маємо:

$$B(s_1 + u_1, s_2, ..., s_N) == \frac{\Sigma_{ЧС}(s_1, ..., s_N) + u_1^2 + 2u_1(s_1 + s_3)}{\Sigma_{ЗН}(s_1, ..., s_N) + u_1 s_2} . \qquad (5)$$

Звідки видно, що умова інваріантності цього дробу до додаткових доданків вже не виконується. Це означає, що присутній "крайовий ефект", який проявляється у тому, що КОЧ стає чутливою до наявності хоча б одного ІЗ, якщо він пошкоджує якийсь відлік крайніх зон.

Для варіанту моделі пачки без шуму з двома ІЗ, які знаходяться у довільних її відліках r та k поза крайніми зонами, а відстань між ними більша за критичну $|r-k| > 2$, формулу (2) після тотожних перетворень можна представити як:

$$B(\overline{s_1, s_N}, u_r, u_k) = \frac{\Sigma_{ЧС}(s_1, ..., s_N) + U_{r,2}(u_r, s_{r-2}, s_{r+2}) + U_{k,2}(u_k, s_{k-2}, s_{k+2})}{\Sigma_{ЗН}(s_1, ..., s_N) + U_{r,1}(u_r, s_{r-1}, s_{r+1}) + U_{k,1}(u_k, s_{k-1}, s_{k+1})}, \qquad (6)$$

де, у порівнянні з формулою (5), з'явилася друга пара додаткових доданків. Аналогічно попередньому випадку можна довести, що і тут задовольняються умови інваріантності дробу до додаткових доданків, а саме:

$$U_{r,2} / U_{r,1} = U_{k,2} / U_{k,1} = \Sigma_{ЧС}(s_1, ..., s_N) / \Sigma_{ЗН}(s_1, ..., s_N) = \cos 2\gamma / \cos\gamma .$$

Звідси виходить, що статистика B є інваріантною до амплітуди імпульсів u_r та u_k: $B(\overline{s_1, s_N}, u_r, u_k) = B(\overline{s_1, s_N})$. Тобто КОЧ також зберігає стійкість до двох ІЗ, якщо вони знаходяться поза крайніми зонами пачки та відстань між ними більше за критичну.

Коли обидва ІЗ знаходяться поза крайніми зонами пачки, але відстань між ними вже є критичною $|r-k| \le 2$, наприклад $k = r+1$, то формулу (2) можна перетворити до вигляду:

$$B(\overline{s_1, s_N}, u_r, u_k) = \frac{\Sigma_{ЧС}(s_1, ..., s_N) + U_{r,2}(u_r, s_{r-2}, s_{r+2}) + U_{k,2}(u_k, s_{k-2}, s_{k+2})}{\Sigma_{ЗН}(s_1, ..., s_N) + U_{r,1}(u_r, s_{r-1}, s_{r+1}) + U_{k,1}(u_k, s_{k-1}, s_{k+1}) + 2u_r u_k} .$$

У порівнянні з формулою (6), знаменник цього дробу має додатковий мультиплікативний член $u_r u_k$, який залежить від амплітуд імпульсів завади. Аналогічно можна показати, що для випадку $k = r+2$ додатковий мультиплікативний член вже з'являється у чисельнику. Вочевидь, в обох цих випадках порушуються вимоги інваріантності дробу до додаткових доданків, і КОЧ стає чутливою до такої пари ІЗ. Те ж саме можна довести, якщо у пачці присутні три або більше ІЗ.

Стійкість КОЧ до імпульсів завади. З шумом. Розглянемо спочатку варіант, коли один ІЗ розміщується поза крайніми зонами пачки. Введемо множину нових змінних $\hat{x}_i = x_i - u_i,\ \ i = \overline{1, N}$ та запишемо формулу (2) як:

$$B(s_1 + \eta_1, ..., s_{r-1} + \eta_{r-1}, s_r + u_r + \eta_r, s_{r+1} + \eta_{r+1}, ..., s_N + \eta_N) = \frac{\Sigma_{ЧС}(\hat{x}_1, ..., \hat{x}_N) + 2u_r(\eta_{r-2} + \eta_{r+2})}{\Sigma_{ЗН}(\hat{x}_1, ..., \hat{x}_N) + 2u_r(\eta_{r-1} + \eta_{r+1})} .$$

У цій формулі чисельник та знаменних містять додаткові доданки нового типу, що утворюються як мультиплікативні з амплітуди ІЗ та прилеглих відліків шуму. Оскільки їх

відношення має випадкове значення, то вимога інваріантності цього дробу до додаткових доданків не задовольняється. Вочевидь, за наявності шуму це є слушним й для будь-яких варіантів імпульсних завад.

Таким чином, вплив шуму на стійкість КОЧ полягає, окрім суто шумового фактору, ще й в тому, що він зменшує її стійкість до імпульсної завади. Тобто у такому випадку КОЧ завжди буде чутливою до наявності імпульсів завади незалежно від місця їх розташування в пачці та залежить від співвідношення потужностей шуму і завади.

Статистичний аналіз властивостей КОЧ. Аналіз ефективності КОЧ за умов одночасної дії ХІЗ та шуму здійснювався шляхом статистичного моделювання. Множина гістограм розподілу ймовірностей оцінки частоти, яка була отримана за різними значеннями параметрів суміші, виявила деякі особливі властивості КОЧ.

Так, у випадку незначного рівня шуму точність оцінки частоти погіршується для пачок більшого розміру, але коли потужність шуму стає домінуючою, то збільшення розміру пачки вже сприяє зменшенню похибки.

Другою принциповою ознакою є те, що щільність розподілу ймовірностей (ЩРІ) оцінок частоти має суттєво негаусівський тримодовий вигляд. Збої в оцінках частоти обумовлюються появою, внаслідок похибок оцінки статистики B, в алгоритмі КОЧ некоректної операції, коли абсолютне значення аргументу функції arccos стає більшим за одиницю. В процесі статистичного досліду таким оцінкам частоти умовно призначаються нульові значення, які в основному формують ліву модову зону, а на практиці такі оцінки повинні відкидатися.

Значні викиди оцінок, що з'являються внаслідок дії імпульсної завади, утворюють праву модову зону, ймовірність якої приблизно дорівнює ймовірності появи ХІЗ. Оцінка ефективності КОЧ у такому випадку повинна здійснюватися окремо для кожної модової зони, для чого необхідно застосовувати попереднє розшарування ЩРІ, як це пропонується у роботі [2].

За результатами комплексу статистичних досліджень були встановлені також інші основні властивості КОЧ гармонічного сигналу:

- ефективність КОЧ погіршуються із зменшенням частоти сигналу, але практично не залежить від початкової його фази;
- збільшення потужності шуму, поряд з погіршенням точності оцінки, призводить також до суттєвого збільшення імовірності збоїв, але влив значення потужності на ймовірність викидів незначний.

Висновки

1. Доведена робастність казіоптимальної оцінки частоти гармонічного сигналу, яка за умов відсутності шуму означається як інваріантність до імпульсів завади, якщо всі вони знаходяться поза крайніми зонами пачки, та відстань між всіма суміжними імпульсами більша за два інтервали дискретизації.
2. Наявність шуму, навіть з додержанням умов п.1, сприяє появі чутливості квазіоптимальної оцінки частоти до імпульсної завади у залежності від співвідношення потужностей шуму і завади
3. ЩРІ оцінки частоти за умов дії ХІЗ та шуму має негаусову тримодову форму.

Список літератури

1. *Прокопенко І. Г., Омельчук І. П.*. Квазіоптимальна оцінка частоти гармонічного сигналу на обмеженому інтервалі спостереження // Електроніка та системи управління. – 2009. – № 1 (19). – С. 39 – 45.

2. *Корнильев Э. А., Прокопенко И. Г., Чуприн В. М.* Устойчивые алгоритмы в автоматизированных системах обработки информации. – К.: Техніка, 1989. – 224 с.

УДК 621.396.962 (043.2)

Л.Т. Перевезенцев, канд. техн. наук,
(Національний авіаційний університет, Україна)

ОПТИМИЗАЦИЯ ПАРАМЕТРОВ РАДИОЛОКАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ СЕЛЕКЦИИ ДВИЖУЩИХСЯ ЦЕЛЕЙ

Рассмотрена методика оптимизации параметров радиолокационных станций, основанная на оценке эффективности систем селекции движущихся целей и алгоритме целенаправленного отбора предпочтительных решений.

Введение. Аппаратура селекции движущихся целей (СДЦ) является неотъемлемой частью современных первичных радиолокационных станций, предназначенных для управления воздушным движением. В когерентно-импульсных радиолокационных системах аппаратура СДЦ выполняется в виде устройств фазового сравнения зондирующих и отраженных сигналов с последующей обработкой результата сравнения цифровыми нерекурсивными фильтрами первого, второго и третьего порядка с целочисленными масштабными коэффициентами или адаптивными трансверсальными фильтрами более высокого порядка с комплексными перестраиваемыми масштабирующими коэффициентами [1].

Как и в любой сложной системе, выбор технических характеристик радиолокационной станции носит компромиссный характер. В связи с этим оптимизацию параметров систем СДЦ целесообразно осуществлять путем решения многокритериальных многопараметрических задач с учетом возникающих при этом ограничений теоретического и практического характера.

Анализ основных исследований по рассматриваемой проблеме. В настоящее время для оценки эффективности систем СДЦ используют несколько критериев. В зависимости от решаемой задачи в качестве таких критериев могут быть приняты коэффициент подавления пассивной помехи, коэффициент улучшения, коэффициент подпомеховой видимости, коэффициент различимости цели на фоне пассивных помех, коэффициент различимости цели в просветах пассивных помех и др. [2]. Из указанных выше критериев наиболее часто используют коэффициенты подавления, улучшения и подпомеховой видимости.

В теоретическом плане наиболее полную характеристику эффективности различных систем СДЦ дает коэффициент улучшения I, который в относительных единицах определяется как отношение мощностей сигналов цели и помехи на выходе системы СДЦ, разделенное на отношение мощностей сигналов цели и помехи на входе системы СДЦ, при условии, что мощность сигнала цели на выходе системы СДЦ берется усредненной по всем радиальным скоростям цели [3]

$$I = \frac{P_{С.вых} / P_{П.вых}}{P_{С.вх} / P_{П.вх}}.$$

При расчете коэффициента улучшения учитывают параметры радиолокационной станции (длина волны, период обзора пространства, сектор обзора, частота повторения импульсов, ширина диаграммы направленности антенны, коэффициент вобуляции периода повторения импульсов, кратность вычитания сигналов, нестабильность внутренних параметров радиолокационной станции, параметры аналого-цифровых преобразователей, наличие ограничений сигнала в приемном тракте, тип когерентности опорного генератора) и параметры местных предметов (средний квадратический разброс скоростей элементарных отражателей).

Предельные значения коэффициента улучшения, определяемые амплитудной и фазовой модуляцией отраженных сигналов при обзоре пространства вращающейся узкой диаграммой направленности антенны (I_1), могут быть найдены с помощью выражений [4]:

$$I_1^{/} = \frac{n^2}{1{,}39} \quad \text{при } m = 1;\ I_1^{//} = \frac{n^4}{3{,}84} \quad \text{при } m = 2;\ I_1^{///} = \frac{n^6}{16} \quad \text{при } m = 3,$$

где n – количество импульсов в пачке отраженных сигналов; m – кратность вычитания сигналов в компенсаторе.

Ограничения на коэффициент улучшения, вызываемые флуктуациями отражающей поверхности местных предметов I_2, находятся по следующим формулам [4]:

$$I_2^{/} = 2\left(\frac{F\lambda}{4\pi\sigma}\right)^2 \cdot \frac{1}{L_1} \quad \text{при } m=1;\ I_2^{//} = 2\left(\frac{F\lambda}{4\pi\sigma}\right)^4 \cdot \frac{1}{L_2} \quad \text{при } m=2;\ I_2^{///} = \frac{4}{3}\left(\frac{F\lambda}{4\pi\sigma}\right)^6 \cdot \frac{1}{L_3} \quad \text{при } m=3,$$

где F – частота повторения импульсов; λ – длина волны, на которой работает РЛС; σ – средний квадратический разброс скоростей элементарных отражателей флуктуирующей поверхности местного предмета; L1, L2, L3 – параметры, характеризующие уменьшение коэффициента улучшения за счет ограничения сигналов местных предметов в приемном тракте РЛС.

Ограничения на предельную величину коэффициента улучшения, обусловленные внутренней нестабильностью параметров радиолокатора (I_3), зависят прежде всего от флуктуаций амплитуд, фаз и временного положения сигналов в передающем и приемном трактах РЛС.

На величину коэффициента улучшения оказывает влияние вобуляция периода повторения импульсов, используемая в РЛС для устранения слепых скоростей. Влияние вобуляции проявляется в дополнительном расширении спектра помех, имеющем место при сканировании пространства антенной с узкой диаграммой направленности и при случайных перемещениях элементарных отражателей местных предметов под воздействием каких-либо внешних возмущений.

В первом случае оценка предельного значения коэффициента улучшения определяется по формуле

$$I_4 = \left(\frac{\gamma+1}{\gamma-1}\right)^2 \cdot n^2,$$

во втором случае

$$I_5 = 1.74 \cdot 10^{-2}\left(\frac{\gamma+1}{\gamma-1}\right)^2\left(\frac{\lambda F}{\sigma}\right)^2,$$

где γ – соотношение вобулируемых периодов повторения импульсов.

Предельное значение коэффициента улучшения, ограниченное количеством двоичных разрядов N аналого-цифрового преобразователя сигналов, находится по формуле

$$I_6 = 0.75\left(2^N - 1\right)^2.$$

Общая величина коэффициента улучшения с учетом всех ограничивающих факторов определяется выражением

$$I = \left(\sum_{i=1}^{6} \frac{1}{I_i}\right)^{-1},$$

где I_i – частные предельные значения коэффициента улучшения, вычисленные с учетом перечисленных выше ограничений.

Приведенные выше аналитические выражения устанавливают связь между коэффициентом улучшения системы СДЦ и техническими характеристиками радиолокационной станции. Они могут быть положены в основу алгоритма оптимизации параметров системы СДЦ.

К сожалению, коэффициент улучшения, также как и другие коэффициенты, не учитывает скорость перемещения полезных целей. Отклик системы СДЦ на сигналы целей, движущихся с различными скоростями, может быть оценен с помощью амплитудно-скоростных характеристик, представляющих собой зависимость амплитуды выходного сигнала компенсирующего устройства системы СДЦ от радиальной составляющей скорости воздушного судна [5].

Постановка задачи. На этапе проектирования радиолокационных станций необходимо оптимизировать характеристики системы СДЦ. Учитывая многокритериальный и

многопараметрический характер этой задачи наиболее простым и распространенным способом оптимизации в этом случае является целенаправленный перебор возможных решений с проверкой полученных результатов по многим критериям, определяющим эффективность подавления сигналов местных предметов системами СДЦ.

Процедура последовательного перебора комплектов параметров требует значительных затрат времени и часто приводит к неоднозначному результату. Окончательный выбор предпочтительного варианта в этом случае должен выполнить наиболее компетентный эксперт, так называемое лицо, принимающее решение (ЛПР) [6]. Для ускорения процесса перебора вариантов и облегчения выбора предпочтительного варианта необходимо разработать упрощенный алгоритм оптимизации, позволяющий устранить неопределенность в задаче выбора окончательного решения.

Алгоритм принятия решения в задачах оптимизации характеристик системы СДЦ. Традиционный метод решения многокритериальных многопараметрических задач заключается в использовании следующего оптимизационного алгоритма [6]:

- определение функции полезности системы;
- определение показателей качества системы;
- формирование и ранжирование критериев, характеризующих качество функционирования системы;
- определение функциональных связей между показателями качества и техническими параметрами системы;
- формирование списка ограничений на технические параметры;
- определение локальных максимумов показателей качества;
- определение весовых коэффициентов локальных показателей качества;
- определение глобального максимума функции полезности системы.

Последние два шага алгоритма оптимизации и некоторые другие шаги часто осуществляются методом экспертных оценок.

В рамках поставленной задачи в качестве функции полезности принимается зависимость коэффициента улучшения системы СДЦ от технических параметров радиолокационной станции. Учитывая выражения, приведенные ранее для общего коэффициента улучшения и его составляющих, после некоторых упрощений получаем значение общего коэффициента улучшения при однократном вычитании сигналов в компенсаторе

$$I_{(1)\text{общ}} = \frac{F_{\text{п}}^2}{\dfrac{180000}{\varphi_A^2 T_{\text{обз}}^2} + \dfrac{80 \cdot \sigma^2}{\lambda^2}},$$

и при двукратном вычитании

$$I_{(2)\text{общ}} = \frac{F_{\text{п}}^2}{\dfrac{6{,}45 \cdot 10^{10}}{T_{\text{обз}}^4 \varphi_A{}^4 F_{\text{п}}^2} + \dfrac{1{,}24 \cdot 10^4 \sigma^4}{F_{\text{п}}^2 \cdot \lambda^4} + \dfrac{1{,}3 \cdot 10^5 \xi^2}{T_{\text{обз}}^4 \varphi_A{}^2} + \dfrac{51{,}5 \cdot \sigma^2 \cdot \xi^2}{\lambda^2}}.$$

Здесь $T_{\text{обз}}$ – период обзора пространства; φ_A – ширина диаграммы направленности антенны в плоскости сканирования, выраженная в градусах; $\xi = (\gamma - 1)/(\gamma + 1)$; γ – соотношение вобулируемых периодов повторения импульсов.

Аналогичное выражение можно получить и для компенсатора с трехкратным вычитанием сигналов, но практически этим выражением приходится пользоваться крайне редко и поэтому приводить его здесь из-за слишком большой сложности нецелесообразно.

Оптимизация значений входящих в эти формулы технических параметров РЛС производится путем анализа влияния каждого из этих параметров на общий коэффициент улучшения $I_{(\text{m})\text{общ}}$ при стабилизации остальных параметров в пределах области их допустимых значений. Области допустимых значений находятся дифференцировано для каждого класса радиолокационных станций, исходя из условия обеспечения заданных тактических характеристик РЛС [3].

Информация, необходимая для определения допустимых значений параметров, содержится в нормах и рекомендациях ИКАО, Евроконтроля, а также в соответствующих стандартах Украины, России и бывшего Советского Союза.

После проведения всех операций по определению оптимального набора параметров радиолокатора необходимо проверить полученный результат на соответствие его требованиям, предъявляемым к амплитудно-скоростным характеристикам компенсирующего устройства (АСХ). Проверка производится в соответствии с методикой, изложенной в [5]. В качестве частных критериев качества АСХ принимаются:

- количество минимумов АСХ в заданных пределах радиальной скорости целей;
- суммарная ширина провалов АСХ при заданных порогах;
- максимальная площадь провалов АСХ при заданных порогах;
- максимальная глубина провалов АСХ.

В случае получения неудовлетворительного результата процедуру поиска оптимального решения придется повторить заново путем уточнения значений отдельных параметров РЛС.

В первую очередь необходимо проверить, можно ли вообще выполнить требования к АСХ при трехкратном или двукратном вычитании сигналов для заданного сочетания остальных параметров. В случае невозможности выполнения этих требований придется понизить кратность вычитания до двух или даже до единицы и повторить всю процедуру поиска оптимального сочетания параметров РЛС заново.

Последним этапом алгоритма поиска оптимального набора параметров, определяющего эффективную работу системы СДЦ, является оценка материальных затрат, необходимых для технической реализации выбранных вариантов построения соответствующей аппаратуры, и предъявление результатов исследования лицу, принимающему решение (ЛПР).

Выводы. Методика оптимизации параметров систем селекции движущихся целей основана на количественной оценке эффективности подавления сигналов местных предметов и целенаправленном подборе параметров радиолокационной станции, максимизирующем степень подавления помеховых сигналов. Процесс подбора параметров существенно облегчается введением ограничений на пределы изменения параметров, отбор комплектов параметров осуществляется с помощью специально разработанных компьютерных программ.

Методику целесообразно использовать при проектировании новых радиолокационных станций наблюдения за воздушной обстановкой.

Список литературы

1. *Бакулев П.А., Степин В.М.* Методы и устройства селекции движущихся целей.–М.:Радио и связь, 1986.–288с.
2. *Radar* handbook / ed. in chief Merrill I.Skolnik.–2nd ed., USA, McGraw-Hill, 2000.–780p.
3. *Перевезенцев Л.Т., Огарков В.Н.* Радиолокационные системы аэропортов: Учебн. для вузов гражданской авиации. – 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Транспорт, 1991.–360с.
4. *Качан В.К., Перевезенцев Л.Т., Сокол В.В.* Радиооборудование автоматизированных систем управления воздушным движением. – К.: Выща школа, 1984.–312с.
5. *Перевезенцев Л.Т.* Критерии оценки и методика расчета амплитудно-скоростных характеристик когерентных радиолокационных станций.–К.: НАУ, Електроніка та системи управління, 2008, №2 (16), с. 17-22.
6. *Борисов А.Н., Вилюмс Э.Р., Сукур Л.Я.* Диалоговые системы принятия решений на базе мини-ЭВМ: Информационное, математическое и программное обеспечение.– Рига: Зинатне, 1986.–195с.

УДК 656.71.06:629.7.08 (043.2)

О.О. Семенов, канд. техн. наук,
(Національний авіаційний університет, Україна)

АДАПТИВНИЙ ВИЯВЛЮВЯЧ СИГНАЛІВ ІЗ СУМІШІ З КОРЕЛЬОВАНОЮ ЗАВАДОЮ

Розроблений параметричний виявлювяч шумовидних сигналів радіоелектронних систем у суміші з корельованою вузькосмуговою завадою

За сучасними уявленнями процес проектування пристроїв, систем, алгоритмів статистичної обробки інформації у формалізованій постановці зводиться до пошуку “екстремального”, оптимального варіанта (стану) із множини можливих варіантів. Відомі численні приклади окремих методів оптимізації, які у значній мірі пов’язані з об’єктом оптимізації, тобто спираються на відомості про природу і структуру об’єкта. Застосування цих методів майже цілком залежать від обсягу апріорних відомостей і потребує зазвичай достатньо повної математичної моделі об’єкта.

За структурною схемою охоронні радіоелектронні системи представляють собою розгалужені складні технічні системи деревоподібного вигляду. Сигналами служать зазвичай опірні показники шлейфів, які вимірюються через струмові чи напругові електричні показники шлейфів на входах центральних або периферійних процесорів вимірювачів.

У більшості охоронних систем старих зразків опір шлейфу має два стани: сигнальний та робочий. Це виявилося недостатньо, тому у новітніх системах опори z_i мають вже декілька класифікованих станів: роботоздатний стан z_0; сигнальний стан z_1; обрив шлейфу z_{XX}; коротке замикання z_{K3}.

Певне значення опору z_0 свідчить про роботоздатний стан шлейфу цього напрямку охоронної системи й можливість зняття інформації при тривозі.

Будь-яке спрацьовування датчиків, які увімкнені до шлейфу, змінює опір шлейфу до значення z_1. Це змінення ідентифікується центральним процесором, який сигналізує про це оператору та автоматично вмикає певні прилади.

Значення опорів вимірюється при постійному струмі чи за тональної модуляції сигналів на якійсь робочій частоті.

Тому кількість математичних моделей сигналів й завад, що діють у каналі ОС, визначається кількістю станів опору z_i та робочою смугою каналу.

Розглянемо стосовно виходу лінійної частини приймального тракту ОС марківську модель, яка визначена щільностями розподілу ймовірності адитивних завад.

Марківську модель можна застосовувати за умови достатньо великої потужності сигналу. У цьому випадку різко скорочуються аналітичні труднощі, які пов’язані із синтезом алгоритмів виявлення та вимірювання.

Реалізацію такого процесу *x(t)* повністю характеризує сукупність відліків x_k, яка є багатовимірною випадковою величиною, закон розподілу якої можна розглядати як закон розподілу *x(t)*. За допущення марковості такого процесу одновимірна щільність розподілу ймовірності і щільність переходу на один крок повністю визначають розвиток такого процесу; міжперіодний коефіцієнт кореляції (МКК) для цього процесу визначається виразом

$$R(\tau) = \exp(-\beta|\tau|)$$

або для випадку дискретних відліків через період вимірювання

$$R(iT) = \exp(-\beta|iT|) \quad \overline{i = 1, n}.$$

За відомою ЩРІ $w_1(x)$ для обвідної нормального процесу і $w_2(x_1, x_2)$ відшукаємо умовну ЩРІ переходу марківського процесу на один крок

$$w_2(x_2/x_1)=\frac{w_2(x_1,x_2)}{w_1(x)}=$$

$$=\frac{x_1}{\psi(1-R^2)}\exp\left(-\frac{Rx_1^2+x_2^2}{2\psi(1-R^2)}\right)I_0\left(\frac{Rx_1x_2}{\psi(1-R^2)}\right),\quad x_i>0.$$

Тоді багатовимірна ЩРІ для обвідної нормального корельованого процесу матиме вигляд

$$w_n(x_1,...,x_n,T,2T,...,nT)=$$

$$w_1(x_1,T)\prod_{i=2}^{n}w_2(x_i,iT/x_{i-1},(i-1)T)= \tag{1}$$

$$=\frac{x_1}{\psi}\exp\left(-\frac{x_1^2}{2\psi}\right)\prod_{i=2}^{n}\frac{x_i}{\psi(1-R^2)}\exp\left(-\frac{R^2x_{i-1}^2+x_i^2}{2\psi(1-R^2)}\right)I_0\left(\frac{R\ x_{i-1}x_i}{\psi(1-R^2)}\right).$$

Щільність (1) повністю описує випадковий нормальний марківський процес як для реалізації вузькосмугової корельованої завади, так і для суміші цієї завади із флуктуаційними завадами та шумовидним сигналом. В останньому випадку уведення сигналу потужності ψ_0 призводить до збільшення дисперсії суми ψ_c і декореляції $R_c<R$

$$\psi_c=\psi+\psi_0=\psi(1+b),$$

$$R_c=\frac{R}{1+b}.$$

де b – відношення сигнал/завада за потужністю.

Порівняльний аналіз із визначення ефективності алгоритмів виявлення показує, що застосування шумоподібної моделі сигналу з ЩРІ (1) не погіршує точності дослідження.

Марківський однозв'язаний процес, стаціонарний на інтервалі спостереження із нормальною ЩРІ і знаним МКК може бути прийнятий за математичну модель опису суміші сигналу й вузькосмугової завади. Доцільність застосування певної моделі у теорії виявлення визначається суперечливими вимогами достатнього наближення моделі до реальних сигналів і простоти теоретичного аналізу.

Структура оптимального алгоритму післядетекторного виявляча шумовидного сигналу у суміші з корельованою завадою задається відношенням правдоподібності з використанням n–вимірної ЩРІ (1)

$$\lambda=\frac{\frac{x_1}{\psi_c}e^{-\frac{x_1^2}{2\psi_c}}\prod_{i=2}^{n}\frac{x_i}{\psi_c(1-R_c^2)}\exp\left(-\frac{R_cx_{i-1}^2+x_i^2}{2\psi_c(1-R_c^2)}\right)}{\frac{x_1}{\psi}e^{-\frac{x_1^2}{2\psi}}\prod_{i=2}^{n}\frac{x_i}{\psi\ (1-R^2)}\exp\left(-\frac{R\ x_{i-1}^2+x_i^2}{2\psi\ (1-R^2)}\right)}\geq\lambda(\alpha). \tag{2}$$

Замінимо модифіковану функцію Беселя $I_0(z)$ її апроксимацією $I_0(z)=e^{z/2}$ і логарифмуємо вираз (2). Після цього отримаємо логарифм відношення правдоподібності

$$\ln\lambda = \ln\frac{\psi}{\psi_c} + x_1^2\,\frac{\psi_c-\psi}{2\psi_c\psi} + \\ + \sum_{i=2}^{n}\left\{\begin{array}{l} x_i^2\left[\dfrac{1}{2\psi(1-R^2)} - \dfrac{1}{2\psi_c(1-R_c^2)}\right] \\ + x_{i-1}^2\left[\dfrac{R^2}{2\psi(1-R^2)} - \dfrac{R_c^2}{2\psi_c(1-R_c^2)}\right] \\ - x_i^2\left[\dfrac{1}{2\psi(1-R^2)} - \dfrac{1}{2\psi_c(1-R_c^2)}\right] \end{array}\right\} \tag{3}$$

У спрощеному запису алгоритм має вигляд

$$\eta = A + x_1^2 B + C\sum_{i=2}^{n}\left\{x_i^2 D^2 - x_{i-1}x_i E + x_{i-1}^2 F^2\right\} = \tag{4}$$
$$= A + x_1^2 B + C\sum_{i=2}^{n}\left\{(x_i - x_{i-1}\rho)^2 K_1 + x_{i-1}x_i K_2\right\} \geq \eta(\alpha).$$

Значення коефіцієнтів при вибіркових відліках у (4) у порівнянні виразів (3) та (4). цілком явні.

Розглянемо випадок малих сигналів, коли внаслідок відношення сигнал/завада $в \to 0$, дисперсія суми сигнал+завада ψ_c близька до дисперсії завади ψ, а МККї відліків R_c лежить поблизу R, коефіцієнти в (2.4) можна значно спростити

$$A = \ln\frac{\psi}{\psi_c} \approx 0, \quad B = \frac{\psi_c-\psi}{2\psi_c\psi} \approx 0, \quad C = \frac{\psi(1-R^2)}{\psi_c(1-R_c^2)} \approx 1. \tag{5–7}$$

Тоді вираз (4) набуває вигляду досить простого запису

$$\zeta = \sum_{i=2}^{n}\left\{(x_i - x_{i-1}\rho)^2 K_1 + x_{i-1}x_i K_2\right\} \geq \zeta(\alpha). \tag{8}$$

За умови некорельованості завад, коли МКК близький до нуля, коефіцієнти E і F в (4) теж близькі до нуля і тому алгоритм можна переписати у вигляді

$$\zeta = \sum_{i=2}^{n}\left\{x_i^2\right\} \geq \zeta(\alpha). \tag{9}$$

Тобто у відсутності корельованих завад підоптимальним алгоритмом виявлення шумовидних сигналів у суміші з гаусівською флуктуаційною завадою є накопичення квадратів відліків – так називане квадратичне детектування. Цей алгоритм можна ще спростити, замінюючи квадрати відліків x_i^2 простими відліками x_i.

У випадку потужних корельованих завад спостерігається приблизне співвідношення коефіцієнтів (5-7) і тоді алгоритм (4) спрощується до вигляду

$$\zeta = \sum_{i=2}^{n} \left\{ (x_i - x_{i-1}\rho)^2 \right\} \geq \zeta(\alpha). \qquad (10)$$

У виразі (10) коефіцієнт ρ обчислюється за виразом

$$\rho = \frac{R^2 \psi_c (1 - R_c^2) - R_c^2 \psi (1 - R^2)}{\sqrt{\psi \psi_c (1 - R^2)(1 - R_c^2)(2\psi_c (1 - R_c^2) - 2\psi (1 - R^2))}}. \qquad (11)$$

Алгоритм (10) є підоптимальним у випадку наявності потужних корельованих завад у суміші із сигналом.

Аналізуючи вираз для коефіцієнта у кожному випадку завадової ситуації, можна апроксимувати його одиницею, чи наближеним обчисленням, чи звертанням до пам'яті з наперед обчисленими коефіцієнтами. Приймаючи це зауваження алгоритм виявлення сигналів на фоні корельованих завад можна зробити досить простим.

У деяких завадових ситуаціях алгоритм (10) спрощується до черезперіодного віднімання (ЧПВ)

$$\zeta = \sum_{i=2}^{n} \left| x_i - x_{i-1} \right| \geq \zeta(\alpha).$$

Крім каналів, або віток алгоритму, різницевого та сумарного за обліковою статистикою має попередньо обчислюватися МКК.

Сигнал із увімкненого шлейфу ОС перетворюється з аналогового вигляду у цифровий і потрапляє до обчислювача модуля різниці двох відліків цього шлейфу – поточного та затриманого у попереднє вимірювання. Крім того він потрапляє до накопичувача статистики сумарного каналу алгоритму.

Вихідний сигнал формувача модуля різниці розгалужується на два виходи: йде на накопичування в різницевому каналі, а також потрапляє до оцінювача МКК.

Накопичувана статистика йде на порогові компаратори у кожному субканалі, поріг рішення обрахований попередньо за критерієм Неймана-Пірсона, тобто за обсягом пачки накопичування і припустимим значенням помилкової тривоги.

Висновки. Адаптивність наведеного алгоритму виявлення шумовидних сигналів на тлі корельованої гаусівської завади полягає у попередньому обчисленні коефіцієнта кореляції та автоматичному вмиканні на вихід рішення того чи іншого субканалу в залежності від значення коефіцієнта кореляції. Кількість каналів оптимізується, а взагалі то існує лише два субканали – ЧПВ і ЧПС. В останньому поріг рішення дискретний чи слідкуючий за статистичною кореляцією. Ефективність визначається точністю обчислення міжперіодного коефіцієнта кореляції та конкретною завадовою ситуацією: відношенням сигнал/завада та значенням КК.

УДК 581.84.081.48 (043.2)

М.Є. Подгорна, аспірант,
І.Г. Прокопенко, доктор технічних наук
(Національний авіаційний університет, Україна)

КРИТЕРІЙ ОЦІНЮВАННЯ ВІДПОВІДНОСТІ ЗАКОНІВ РОЗПОДІЛІВ ГЕНЕРАТОРІВ ШУМІВ

В статті піднімається проблема оцінювання відповідності законів розподілу генераторів шумів в системах захисту інформації. Пропонуються методи та алгоритми оцінювання щільності розподілу сигналів генераторів шумів.

В системах захисту інформації широке застосування знаходять генератори шумів. Окрім використання спеціально розроблених генераторів шумів, в основі яких лежать випадкові фізичні процеси, досить часто використовуються так звані цифрові генератори, в основі яких лежить чисельний псевдовипадковий процес близький за властивостями до фізичних випадкових процесів. До розподілів імовірностей сигналів генераторів шумів висуваються суворі вимоги:

1.Відповідність певному закону розподілу імовірностей (гаусівський, релеївський, рівномірний або ін.);

2.Відповідність заданій формі спектру потужності (вузькосмугові шуми, шуми з рівномірним в певній смузі частот спектром, шуми, що імітують спектр певного джерела). Для забезпечення перевірки вимог потрібно розробити методи і алгоритми оцінювання щільності розподілу сигналів таких генераторів і оцінки їх спектральних характеристик.

З використанням запропонованого [4] комплексного алгоритму розглянуто задачу виявлення нестаціонарності шуму генератора. В якості моделі нестаціонарності використано суміші сигналів генератора шуму та мовного сигналу.

Ця задача вирішується шляхом організації двох суміжних ковзних вікон, в яких формуються вибірки $x_1,...x_n$ і $y_1,...y_n$, обчислення перевірочної статистики

$$S = \frac{\sum_{i=1}^{n} x_i^2}{\sum_{i=1}^{n} y_i^2} \qquad (1)$$

і порівняння її з порогом V. У разі перевищення порогу приймається рішення про наявність нестаціонарності (присутності мовленевого сигналу) і, відповідно, про погану якість захисту інформаційного каналу. Цей матеріал ілюструється рис. 1 і 2.

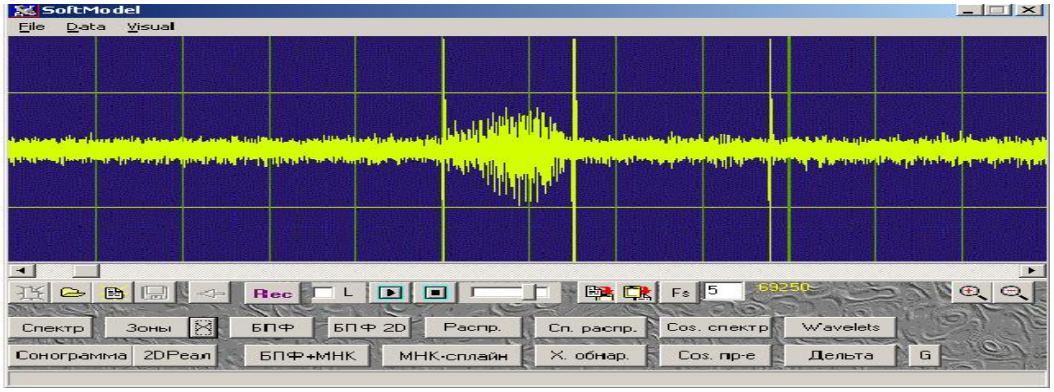


Рис. 1 Виявлення мовленевого сигналу в шумі, ділянка №1

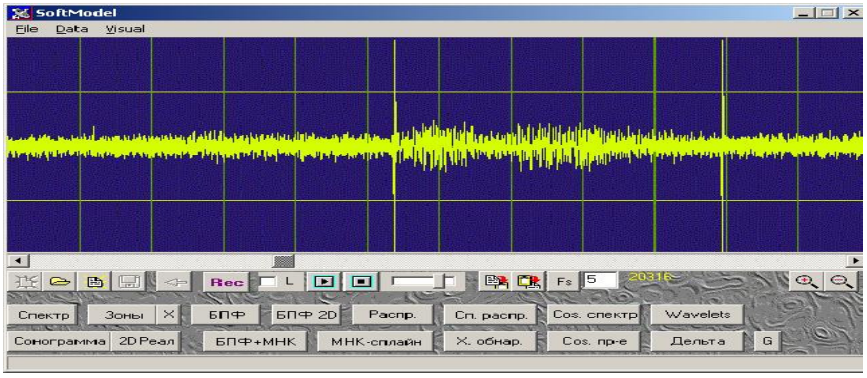


Рис.2 Виявлення мовленевого сигналу в шумі, ділянка №2

Експериментальні дані отримані за допомогою генераторів білого шуму *"IVNG-022"*, який призначений для генерації шуму в діапазоні 400-1800 Гц.

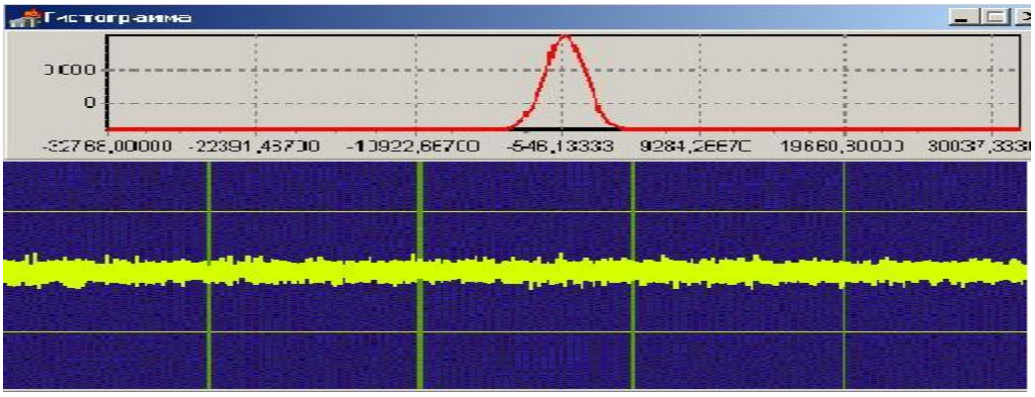


Рис. 3. Закон розподілу імовірностей значень тестового сигналу «Білий шум»

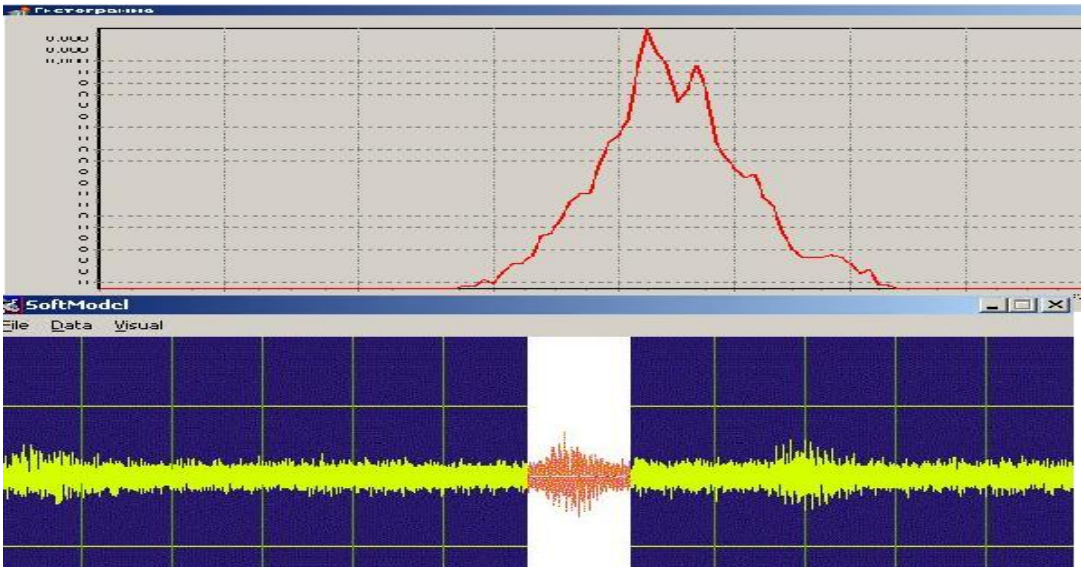


Рис. 4. Закон розподілу імовірностей значень суміші сигналів «Таблиця1» для слова «Требовать» та «Білий шум»

З отриманих оцінок законів розподілів імовірностей значень зроблено висновок про доцільність застосування полігаусівської моделі, яка дозволяє описувати широкий клас розподілів.

$$f(x) = (1-p)\omega_1(x) + p\omega_2(x) =$$

$$= (1-p)\frac{1}{\sigma_1\sqrt{2\pi}}\exp(-\frac{(x-a_1)^2}{2\sigma_1^2}) + p\frac{1}{\sigma_2\sqrt{2\pi}}\exp(-\frac{(x-a_2)^2}{2\sigma_2^2}) \quad . \qquad (2)$$

На основі практичних дослідів отримано наступні критерії:

$$K = \left(\frac{(a_{01} - a_{11})^2}{a_{01}^2} + \frac{(a_{02} - a_{12})^2}{a_{02}^2} + \frac{(\sigma_{01} - \sigma_{11})^2}{\sigma_{01}^2} + \frac{(\sigma_{02} - \sigma_{12})^2}{\sigma_{02}^2} \right)^{\frac{1}{2}}, \quad (3)$$

де $a_{01}, a_{02}, \sigma_{01}, \sigma_{02}$ - задані параметри моделі тестового сигналу;

$a_{11}, a_{12}, \sigma_{11}, \sigma_{12}$ - параметри моделі сигналу генератора, що досліджується.

Критерій (3) вирішує задачу перевірки відповідності розподілів тестових сигналів заданим характеристикам.

У якості критерія відповідності сигналів з гаусівським розподілом запропоновано також застосовувати евклідову відстань у просторі параметрів гаусівських розподілів.

$$K = \sqrt{(a_1 - a_2)^2 + (\sigma_1 - \sigma_2)^2}, \quad (4)$$

де $a_1, a_2, \sigma_1, \sigma_2$ - параметри закону розподілу генератора шуму – статистичний портрет, та параметри закону розподілу суміші інформаційного (мовленевого) сигналу та шумоподібного сигналу.

Якщо S близько до 1 в (1), то це свідчить про стаціонарність процесу та відсутність небезпечних (інформаційних сигналів) для. Якщо ж K близько до 0 для (3), то це свідчить про відповідність тестового сигналу генератора шуму заданим характеристикам.

Практичне застосування розробленого алгоритму

Розроблений алгоритм був використаний для оцінювання параметрів наступних тестових сигналів:

1.Тестовий сигнал генератора білого шуму «Білий шум.wav»;

2.Тестовий сигнал генератора звукової частоти 400 Гц;

3.Тестовий сигнал речового сигналу «Таблиця1» - набір слів.

Методика оцінки параметрів складається з наступних етапів:

1.Оцінка параметрів даних сигналів.

2.Побудова законів розподілів імовірностей значень досліджуваних сигналів.

3.Зашумлення інформаційних сигналів (сигналу тонової частоти та речового сигналу за допомогою тестового сигналу генератора білого шуму)

4.Оцінювання параметрів отриманих сумішей сигналів.

5.Побудова законів розподілів імовірностей значень отриманих сумішей сигналів.

6.На основі практичних дослідів обчислення критерію належності досліджуваної суміші інформаційного та шумоподібного сигналу до класу шумоподібних сигналів з нормальним законом розподілу.

Висновок

Запропоновані критерії можуть бути успішно використані в системах захисту інформаційних каналів.

Список літератури

1. *Вентцель Є.С.*, Теорія імовірності.-М.:Фізматгіз.1967 – 560с.
2. *Прокопенко І.Г.*, Методи і засоби обробки сигналів.-К.:НАУ.2003. –200с.
3. *Корнильев Э.А., Прокопенко И.Г., Чуприн В.М.* Устойчивые алгоритмы в автоматизированных системах обработки информации.-К.:Тэхника.1989 – 224с.
4. *Подгорна М.Є., Прокопенко І.Г.* Аналіз точності алгоритму ідентифікації сумішей розподілів. Збірник наукових праць “Наука і молодь 2006” Вип.7 - К.:НАУ, 2007. – 4с.
5. *Подгорна М.Є., Прокопенко І.Г.* Робастний алгоритм обробки сигналів. Защита информации:сборник научных трудов.- К.:НАУ,2007 – 4с.

УДК 629.735.05 (043.2)

Л.М. Ситнянських, ассистент,
О.Г. Ситник, канд. техн. наук, доц.
(Національний авіаційний університет, Україна)

МОДЕЛЬ ПРОЦЕСА КОЛІРНОГО СПРИЙНЯТТЯ ЗОБРАЖЕНЬ З УРАХУВАННЯМ ІНЖЕНЕРНО-ПСИХОЛОГІЧНИХ ФАКТОРІВ ВПЛИВУ

Теоретичні і практичні аспекти виникнення проблем кольорового сприйняття зображень з урахуванням інженерно-психологічних факторів впливу на екіпаж є актуальною темою вивчення. Вирішення проблем впливу показників кольорового сприйняття зображень на функціонування складних систем авіоніки для оцінці польотної інформації та особливості критеріїв їх використання, а також їх вплив на якість функціонування потребує роз'яснення багатьох теоретичних моментів. Проявлення показників кольорового сприйняття зображень для оптимального функціонування обладнання повітряних суден та особливості критеріїв їх оцінки обумовлюються неможливістю вирішення проблем процесів: розробки, проектування, експлуатації, обслуговування, або ремонту за допомогою програмно-апаратних засобів обробки зображень в межах CALS- технологій без допомоги розробленої теорії візуалізації та використання сучасних досліджень.

Актуальність розв’язання проблеми створення сучасного сприйняття кольорових зображень урахуванням інженерно-психологічних факторів впливу на екіпаж для розвитку науки [1] і суспільства [2], відома, тому для прискорення технічного прогресу необхідно впровадження автоматизованих методів і засобів обробки візуальної польотної інформації. В цивільної авіації (ЦА) також існує проблема оптимального сприйняття колірних зображень, а також для отримання якісної кольорової документації, яка відповідає вимогам керівних документів. Відомо [3], що у багатьох користувачів готовність визначається по її кольоровому параметру, але точність цього методу залежить від досвіду і здатності фахівців [4] уловлювати появу потрібних кольорових відтінків. Пропонується новий підхід до вирішення проблем через обґрунтування впровадження сучасного Атласу кольоровості з метою сприйняття високоякісних зображень, що відповідають критеріям комфортності сприйняття оком людини і критеріям Н.Д. Нюберга. Актуальність моделювання процесів кольорового сприйняття системами зору аналогічних ока людини для аналізу зображень відома. Багато видатних вчених у тому числі (В.А. Філін – засновник відео екології) займаються дослідженнями в області фізіології ока для вирішення проблем. Відомо [1], що повноцінний відпочинок у тім і полягає при вирішенні медико-біологічних проблем, щоб без яких-небудь зусиль «просто дати очам волю перебігати від предмета до предмета». І цьому є глибоке наукове обґрунтування [2]. При фіксації нерухомої крапки око робить швидкі коливальні рухи – саккади (від французького, що має значення «бавовна вітрила»). Спить людина, чи розглядає мальовничі полотнина, чи фіксує в темряві крапку – ока безупинно роблять швидкі і мимовільні сканування по елементах і переглядають зображення.

Постановка проблеми у загальному вигляді та її зв’язок із важливими науковими завданнями полягає у пізнанні математичної основи [3] кольорового змісту в процесі сприйняття РЕ і ФБЛ, що є необхідністю для розробки принципів побудови кольорової моделі і сучасного Атласу кольоровості. Вирішення проблем, щодо механізму впливу кольору на якість зображень потрібні з урахуванням дії основного інформаційного органу – ока людини [4] і факторів впливу внутрішнього і зовнішнього середовища. Гіпотеза вирішення існуючих проблем створення і кольоророзподілу та практична реалізація по нетрадиційному алгоритму доповідалась на конференції «АВІА-2008».

Відомо, що яскравість Y є світловою мірою кількості кольору яка зв'язує колориметрію з фотометрією, а яскравість є однією з координат кольору у системі P або Q

$$Y = a_{yl}L + a_{ym}M + a_{yn}N\ ,\ Q = a_{ql}L + a_{qm}M + a_{qn}N\ , \qquad (1)$$

де a_{yl}, a_{ym}, a_{yn} – коефіцієнти яскравості для одиничних основних кольорів L, M, N.

Аналіз останніх досліджень в яких започатковано розв'язання проблем якості сприйняття кольорових зображень, відділення невирішених раніше частин загальної проблеми, як встановлене [6], базується також на секретах древності [1]. Колір є конкретне зорове відчуття [2], що виникає при сприйнятті відбитих чи випущених тілом випромінювань, що на (рис.1). Всі складні методики, прилади і системи для визначення кольору інших авторів [3] зводяться до порівняння кольору, що спостерігається, зі зразком (оптичним клином, Атласом чи оригіналом кольоровості), що підбирається на (рис. 2) шляхом змішання інших кольорів, прийнятих за "основні" відповідно до трьохкомпонентної гіпотези кольорового зору. За кордоном найбільш відомі Атласи кольорів О. Манселла, а в нас користуються Атласом Е.Б. Рабкіна розробленим у ВНДІМ ім. Д.І. Менделєєва [4]. Викладене не розкриває до кінця повного визначення і виміру кольору на моніторах і панелях візуалізації в кабіні літака. Відповідно до гіпотези кольори C і координати P_i отримані при змішанні n кольорів, дорівнюють сумам відповідних координат P_i кольорів, що змішуються і має вид

$$P = \int_0^{\infty} P(\lambda)\Phi_{\lambda}(\lambda)d\lambda\ ,\ P_{ц} = \sum_{\lambda=0}^{\lambda=\infty} P_i(\lambda_i),\ C = L_k(L) + M_k(M) + N_k(N), \tag{2}$$

де $P(\lambda)$ – функція додавання кольорів з довжиною хвиль λ_i колірних відтінків;
$\Phi_{\lambda}(\lambda)$, $L_к$,$M_к$, $N_к$ – спектральний розподіл випромінювання і координати кольору.

Метою дослідження є сприйняття якісних зображень через впровадження метода і математичних перетворень параметрів РЕ і ФБЛ для Атласу кольоровості. Дослідження процесів змішання спектральних кольорів один з одним дає безліч інших, котрих немає в спектрі, таких як пурпурний, оливковий, коричневий, морської хвилі. Гіпотеза вирішення проблем викладене через моделювання процесів створення кольорового простору. Де загальний індекс передачі кольору R_a, [1] у якому враховується середнє значення розходжень для n кольорів знаходимо з виразу

$$R_a = 100 - 4{,}6\left(\frac{1}{n}\right)\sum_{i=1}^{n}\Delta E_{cie} \tag{3}$$

де ΔE_{cie} – колірне розходження між відтвореним і оригіналом у системі МКО.

При розрахунку R_a використовують загальний індекс передачі кольору для порівняння з якістю відтворення кольорів згідно табл. 1.

Таблиця 1

Фрагмент результатів зразкової відповідності між загальним індексом передачі кольору і якістю відтворення кольорів на репродукції

Загальний індекс	Числове значення	Оцінка якості передачі кольору
$R_a <$	30	Погане, дуже погане
$R_a =$	30:50	Більш-менш нормальне
$R_a =$	50:65	Задовільне
$R_a =$	65:80	Гарне, оптимальне
$R_a =$	80 :100	Дуже гарне, відмінне
$R_a >$	100	Комфортність сприйняття

де $\Phi_{\lambda}(\lambda)_{\lambda}$ – спектральна щільність потоку випромінювання в стандарті МКО;
$V(\lambda)$, 683 – відносна і максимальна спектральна світлова ефективність;
$S(\lambda)$, $s(\lambda)$ – абсолютна і відносна спектральна чутливість;

$$\rho = \frac{\int_0^{\infty}\Phi_{\lambda}(\lambda)_p\, d\lambda}{\int_0^{\infty}\Phi_{\lambda}(\lambda)d\lambda}\ ,\ a = \frac{\Phi_{\lambda}}{\Phi}\ ,\ \tau = \frac{\int_0^{\infty}\Phi_{\lambda}(\lambda)_{\tau}\, d\lambda}{\int_0^{\infty}\Phi_{\lambda}(\lambda)d\lambda} \tag{3}$$

Прозорість матеріалів у процесі обробки зображень характеризується оптичною щільністю і коефіцієнтом переломлення матеріалу ρ_r від межі n' і n

$$D_k = \lg\left(\frac{1}{\tau}\right), \quad \rho_r = \frac{(n'-n)^2}{(n'+n)^2} \tag{4}$$

Пропонується метод формування кольорового змісту РЕ та алгоритм дослідження. Пропонується ввести математичну темперацію. Це означає, що логарифм частоти [4] кожного з відтінків кольору f_k *і* f_{k-1} є лінійна функція координати кольору у кольороряду, подібному ряду Фібоначчі, тому є геометрична прогресія

$$\frac{f_k}{f_{k\text{-}1}} = \sqrt[1,2]{2} \tag{5}$$

Науковий результат, що отриманий на підставі застосування теорії обробки РЕ і ФБЛ кольорових зображень і науково-методичний апарат дослідження викладений в [4] полягає в тому, що одержуємо тривимірний простір і уточнену колірну модель у вигляді трапецеїдальної семигранної піраміди на (рис. 1). Вона відрізняється від відомих колірних моделей [1] тому, що дозволяє одержати в процесі сприйняття високоякісні кольорові напівтонові ілюстрації. У фізіології в даний час вважається, що повне формування сигналів кольоровості відбувається в мозку на основі вищої нервової діяльності. Колір є параметр суб'єктивний, і виміряти його не можна [2], тому його або прив'язують до довжини його хвилі, або кожен дослідник пропонує свій суб'єктивний його опис, або користуються умовними відносними одиницями виміру, як це прийнято було дотепер у відомих Атласах [3].

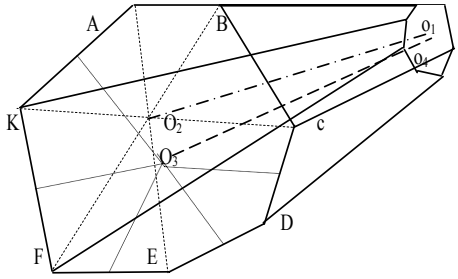


Рис. 1. Розроблено модель кольорового простору у вигляді трапецеїдальної семигранної піраміди. Де: O_1O_2 – висота піраміди, що визначає діапазон градацій сірого кольору (від білого до чорного); O_3O_4 – медіана, що визначає ступінь комфортності сприйняття пурпурного, оливкового, коричневого зображення оком людини; ABCDEFK – основа піраміди, що визначає сім основних кольорів

Запропоновані шляхи вирішення проблем сприйняття кольоровості РЕ і ФБЛ через використання досліджень які ототожнюють мозок з радіоприймальним пристроєм, що саме налагоджується на частоту електромагнітних хвиль

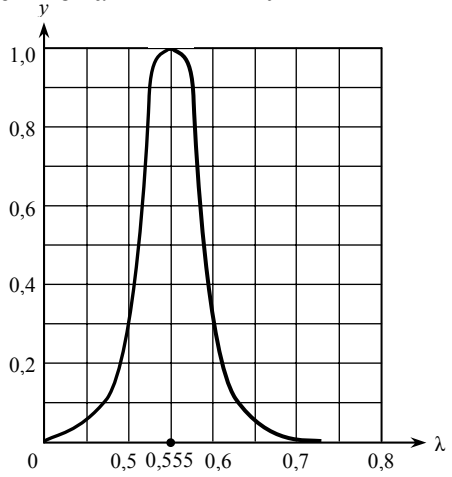


Рис. 2. Крива відносної чутливості зору до РЕ або ФБЛ кольорових напівтонових зображень, що визначається через стан людини і оцінку електромагнітних хвиль λ головного мозку

На підставі фактів, накопичених сучасною наукою: біологією, фізикою, електрофізіологією, біохімією, гістологією, біоритмологією, була використана гіпотеза, що

комфортність сприйняття зображень, яка обумовлена таким фактором як колірний простір і залежить від того, як у людському організмі [4] функціонує біоелектричний генератор електромагнітних коливань з частотами А.Соколова уточнених в табл. 2 і пов'язаних з рядом Фібоначчі. Особистий внесок полягає у наступному. Після чисельних математичних перетворень одержимо для вирішення проблем через створення стрункої теоретичної моделі залежності зміни сприйманої кольоровості й електричних коливань мозку. Дослідження значення *p*-чисел для ряду, то виявимо *p*-числа Фібоначчі и степені золотого *p*-перетину [4], де присутні зв'язані з ними числа одинарного вурфу $\Delta_1 = \Phi^2/2 = 1{,}309...$, що пропонується використовувати в теорії створення Атласу кольоровості для оптимального розрахунку кроку зміни кольоровості при сприйнятті зображень

Таблиця 2

Дані, що характеризують хвилі електричної активності головного мозку людини

Найменування головних інваріантів і типів хвиль мозку людини	Частота і діапазон, хвиль головного мозку людини, Гц	Інваріанти алгоритмів хвиль генератора мозку, людини, або S-перетину ряду Фібоначчі	Становище мозку і медико-біологічний стан людини при сприйнятті і аналізі зображення навколишнього середовища
альфа (α)	8 – 13	1,255	Спокійне сприйняття
бета (β)	14 – 35	1,618	Напружена робота мозку
гама (γ)	33 – 55	1,285	Емоційне порушення
дельта (δ)	0,5 – 3,5	1,232	Сон
ро (ρ)	55 – 118	1,465	Потребують додаткових досліджень
сигма (σ)	118 – 225	1,380	
тета (θ)	4 – 7	1,324	Негативне сприйняття

Висновки і перспективи подальших досліджень в науковому піднапрямку обробки зображень полягають в тому, що вперше запропоновано нетрадиційній підхід к вирішенню проблем оптимального сприйняття зображень за допомогою Атласу кольоровості і оптимізації розрахунків. Зміст Атласу показує, як же тепер буде виглядати зміна кроку кольоровості зображення на основі числових інваріантів, що погодяться з функціонуванням біоелектричного генератора електромагнітних коливань і з частотами, що характеризують хвилі електричної активності головного мозку і за допомогою ряду Фібоначчі. Крок зміни кольоровості виконаний з додавання величини одинарного вурфу $\Delta_1 = 1{,}309$. Це ще раз підтверджує зроблені раніше попередні висновки про те, що вихідні компоненти, що визначають зображення як єдину систему, знаходяться у взаємозалежності, взаємовпливу і взаємозв'язку, а не випадають з неї як чорний колір у вигляді аліхни в трикутної моделі кольорового простору, як це трактувалося раніше. Це не суперечить впливу зовнішнього корпускулярно-хвильового дуалізму на організм людини і погодиться з функціонуванням біоелектричного генератора електромагнітних коливань в природі.

Список літератури

1. *Аваев А.Л., Морин С.Ф., Коваленко П.А*. Основні концепції розвитку електронних систем індикації й багатофункціональних органів керування літальних апаратів // Авіакосмічне приладобудування. - 2003. - №1. - С.43-48.

2. *Боярський А.Н., Лапа В.В., Обознов А.А.* Психологічне обґрунтування використання кольорового кодування на багатофункціональних дисплеях. // Психологічний журнал. - М., 1999. - № 5 - С.75-80.

3. *Іванов А.И., Лапа В.В.* Можливості керування динамічним об'єктом по стереоскопічному зображенню // Психологічний журнал. - 2003. - т.24. - №4. - С.43-46.

4. *Ситник О.Г., Сущенко О.А.* Управление качеством документации и достоверностью информации на основе моделирования происходящих в лазере процессов // Електроніка та системи управління. – № 1. – К.: НАУ, 2005. – С. 152 – 156.

УДК 519. 876. 5: 656. 71. 06: 654 (043. 2)

И.К. Малецкий, доцент,
Е.А. Каминский, доцент,
Д.М. Захаров, студент,
А.Н. Левчук, студент
(Национальный авиационный университет, Украина)

КОМПЬЮТЕРНОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ СЛОЖНЫХ СИГНАЛОВ АВИАЦИОННОЙ РАДИОЭЛЕКТРОННОЙ СИСТЕМЫ СВЯЗИ

В результате выполнения данной работы созданы математические модели процессов амплитудной модуляции, рассмотрены процессы модуляции при наличии различных исходных данных.

Введение

Наряду с аналитическими методами и натурными испытаниями для исследования сложных технических систем широко используются разнообразные методы моделирования объектов и происходящих в них процессов. Обычно различают модели трех типов: геометрические, физические и математические [1].

Процессы моделирования занимают значительное место в создании современных радиотехнических систем (РТС): они позволяют наглядно представить определенные процессы, не используя сложных и громоздких установок, а имея только персональный компьютер, без которого уже невозможно представить исследования – будь то моделирование сигналов авиационной РТС [1] либо зоны покрытия базовой станции мобильной радиосвязи [2].

При создании систем радиосвязи и передачи данных в большинстве случаев оказывается, что спектр исходного сигнала, подлежащего передаче, сосредоточен не на тех частотах, которые эффективно пропускает имеющийся канал связи. Кроме того, во многих случаях требуется, чтобы передаваемый сигнал был узкополосным. Перечисленные причины приводят к необходимости такой трансформации исходного сигнала, чтобы требования, предъявляемые к занимаемой сигналом полосе частот, были выполнены [3]. Решение указанной проблемы достигается путем использования модуляции, сущность которой заключается в следующем. Формируется некоторое колебание (чаще всего гармоническое), называемое несущим, и какой-либо из параметров этого колебания изменяется во времени пропорционально исходному сигналу. Исходный сигнал называют модулирующим, а результирующее колебание с изменяющимися во времени параметрами — модулированным сигналом [4].

Для повышения качества разработки РТС связи целесообразно промоделировать процессы аналоговой модуляции, при этом используя такую систему компьютерной математики как MATLAB + SIMULINK, которая позволяет моделировать эти процессы, исследовать их, изменять необходимые параметры и строить необходимые графики.

Постановка задачи

Рассматриваются процессы аналоговой модуляции, поскольку они чаще всего используются в авиационных РТС связи. У гармонического несущего колебания $s(t) = A_0 \cos(\omega_0 t + \varphi_0)$ есть три основных параметра: амплитуда A_0, частота ω_0 и начальная фаза φ_0. Каждый из них можно связать с модулирующим сигналом, получив таким образом три основных вида аналоговой модуляции: амплитудную (АМ), частотную (ЧМ) и фазовую (ФМ).

Модуляция применяется для передачи информации с помощью электромагнитных волн (радиосигналов). Переносчиком сигнала в этом случае являются синусоидальные электрические колебания высокой частоты ω_0 (несущая частота).

В простейшем случае модуляции амплитуды A_0 гармоническим сигналом модулированное колебание может быть записано в виде:

$$S_{AM}(t) = A_0 (1 + m \cos \Omega t) \cos (\omega_0 t + \varphi_0). \quad (1)$$

В формуле (1) A_0 и ω — амплитуда и частота исходного несущего колебания, Ω — частота модулирующего колебания, а величина m называется коэффициентом глубины АМ и характеризует степень изменения амплитуды несущего колебания.

Частота модуляции Ω определяет скорость изменения амплитуды несущего колебания. Эта частота должна быть во много раз меньше несущей частоты ω. Модулированное колебание уже не является синусоидальным. Амплитудно-модулированное колебание представляет собой сумму трёх синусоидальных колебаний с частотами ω, $\omega + \Omega$ и $\omega - \Omega$. Колебание частоты ω называется в радиотехнике несущим. Его амплитуда равна амплитуде исходного колебания A_0. Две остальные частоты называются боковыми частотами. Амплитуда каждой боковой равна $0{,}5mA_0$. Любая передающая радиостанция, работающая в режиме АМ, излучает не одну частоту, а целый набор (спектр) частот. В простейшем случае модуляции синусоидальным сигналом этот спектр содержит лишь три составляющие – несущую и две боковые. Если же модулирующий сигнал не синусоидальный, а более сложный, то вместо двух боковых частот в модулированном колебании будут две боковые полосы, частотный состав которых определяется частотным составом модулирующего сигнала. Поэтому каждая передающая станция занимает в эфире определённый частотный интервал. Во избежание помех несущие частоты различных станций должны отстоять друг от друга на расстоянии, большем, чем сумма боковых полос.

Угловая модуляция – это два связанных варианта: ЧМ и ФМ.

Пусть имеется сигнал вида $u(t) = U_m \sin[\omega_0 t + \theta(t)]$ с фазой θ, в общем случае зависящей от времени. Если $\theta = \text{const}$, то это гармонический сигнал с частотой $\omega = \omega_0$.

Если $\theta(t) = \Delta\omega \cdot t$, то имеет место линейный по времени набег фазы, что эквивалентно значению $\omega_1 = \omega_0 + \Delta\omega$. Колебания с линейно нарастающей фазой есть колебания со смещенной частотой. Существует связь между $\omega(t)$ и $\theta(t)$. В общем случае $\theta(t) = \int_0^t \Delta\omega \cdot dt$, тогда полная фаза колебаний будет:

$$\psi(t) = \omega_0 t + \theta(t) = \omega_0 t + \int_0^t \Delta\omega \cdot dt, \quad (2)$$

а мгновенная частота будет равна:

$$\omega(t) = \frac{d\,\psi(t)}{dt} = \omega_0 + \Delta\omega(t). \quad (3)$$

Пусть модулирующий сигнал $v(t)$ воздействует на мгновенную частоту так, что $\Delta\omega(t) = K_{ЧМ} v(t)$. Здесь $K_{ЧМ}$ – крутизна ЧМ или коэффициент преобразования «напряжение-частота».

Если $v(t) = V_m \cos\Omega t$, то $\Delta\omega(t) = K_{ЧМ} V_m \cos \Omega t = \omega_Д \cos \Omega t$,

где $\omega_Д = K_{ЧМ} V_m$ – так называемая девиация частоты (ее максимальное отклонение). Тогда получим:

$$\theta(t) = \int_0^t \Delta\omega(t) \cdot dt = \frac{\omega_Д}{\Omega} \sin\Omega t \;\Rightarrow u(t) = U_m \cos\left(\omega_0 t + \omega_Д \sin\Omega t\right). \qquad (4)$$

Модуляция частоты в пределах $\pm\,\omega_Д$ чистым тоном частоты Ω есть модуляция фазы в пределах $\pm\,\omega_Д/\Omega$ тем же тоном. Величина $m = \omega_Д/\Omega = \theta_{max}$ – индекс ЧМ (максимальное отклонение фазы), он определяется только девиацией $\omega_Д$ и модулирующей частотой Ω [5].

Реализация модели модуляции с помощью системы MATLAB/ SIMULINK

Промоделируем АМ процесс РТС связи, используя систему MATLAB + SIMULINK [6]. Обосновав математическую модель для процесса АМ, получим функциональную схему (рис.1) и осциллограммы (рис. 2), где процесс АМ происходит по закону:

$$S_{AM}(t) = A_0\,[1 + m\,(a_1 \cos\Omega_1 t + a_2 \cos\Omega_2 t + \ldots + a_n \cos\Omega_n t)] \cos(\omega t + \varphi). \qquad (5)$$

В данном случае ограничимся четырьмя слогаемыми в формуле (5).

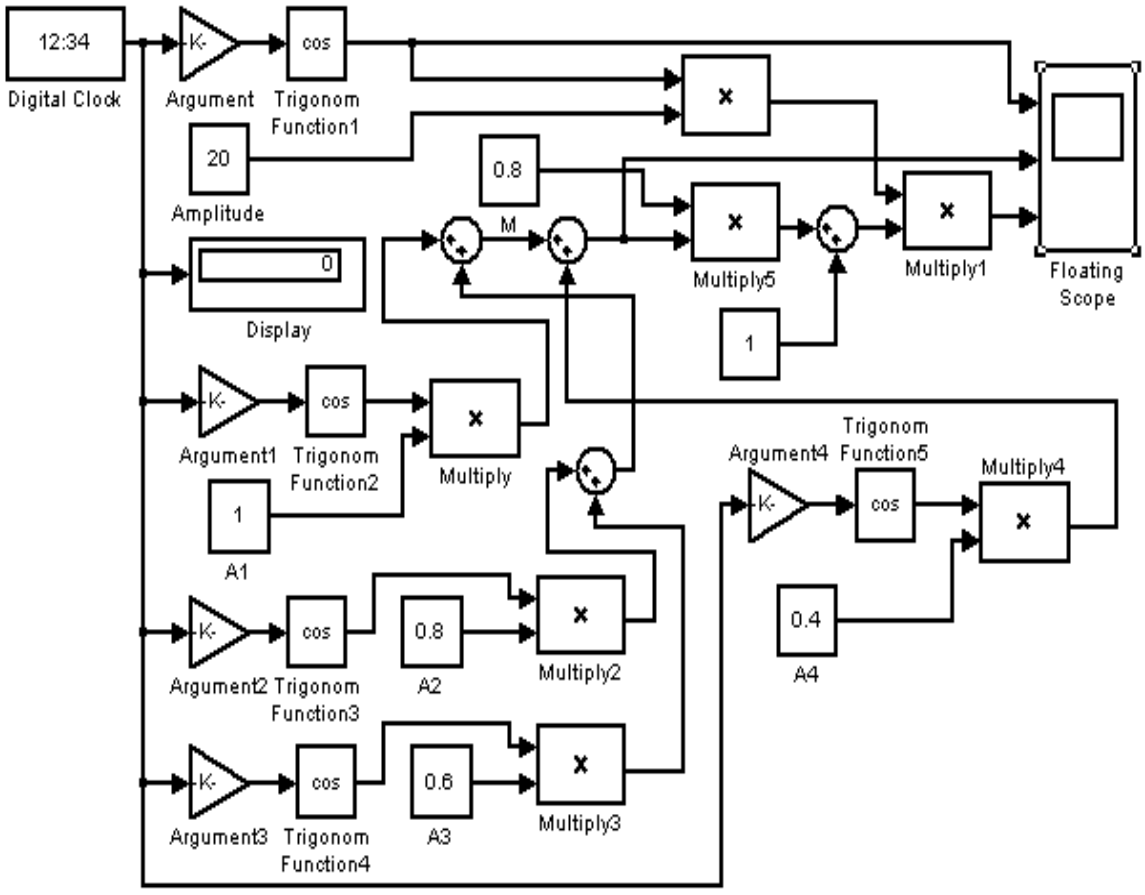


Рис. 1. Функциональная схема модели АМ сигнала с параметрами: m=0.8,

$\omega = 100$ кГц, $\Omega_1 = 300$ Гц, $\Omega_2 = 600$ Гц, $\Omega_3 = 1000$ Гц, $\Omega_4 = 2000$ Гц, A_0 =20 В.

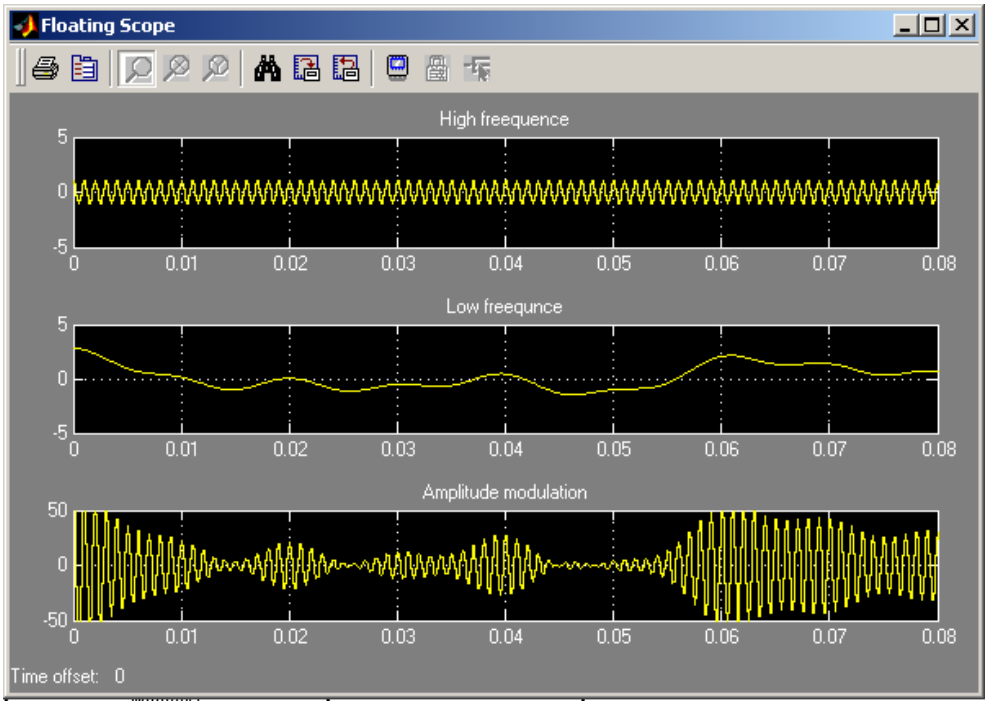


Рис. 2. Осциллограммы АМ сигнала (m=0.8, $\omega = 100$ кГц, $\Omega_1 = 300$ Гц, $\Omega_2 = 600$ Гц, $\Omega_3 = 1000$ Гц, $\Omega_4 = 2000$ Гц, A_0 =20 В).

Выводы

С помощью компьютерного приложения MATLAB/SIMULINK реализована функциональная схема для процессов амплитудной модуляции в авиационных РТС связи. В предложенной схеме можно изменять параметры модуляционных процессов и строить графические изображения. Кроме того, возможна реализация анализатора спектра исследуемого модулированного сигнала. Таким образом, предложенная математическая модель процессов аналоговой модуляции и схему модели можно использовать для проведения экспериментов при разработке, проектировании и эксплуатации систем радиосвязи и передачи данных.

Список литературы

1. *Малецкий И. К., Левчук А. Н.* Модель исследования сигналов авиационной РТС // Материалы Международной научной конференции «Теория и методы обработки сигналов». – К.: НАУ, 2008. – С. 75.

2. *Габрусенко Є. І., Захаров Д. М.* Моделювання зони покриття базової станції стільникового зв'язку // Електроніка та системи управління, 2008, №2(16). – С. 133 – 137.

3. *Андрусяк А. І., Дем'янчук В. С., Юр'єв Ю. М.* Мережа авіаційного електрозв'язку. – К.: НАУ, 2001. – 448 с.

4. *Сергиенко А. Б.* Цифровая обработака сигналов . – СПб.: Питер, 2003. – 604 с.

5. *Баскаков С.И.* Радиотехнические цепи и сигналы: учебник для вузов. – М.: Высшая школа, 1988. – 448 с.

6. *Дьяконов В. П.* MATLAB 6.5 SP/7 + Simulink 5/6. Обработка сигналов и проек-тирование фильтров. – М.: СОЛОН-Пресс, 2005. –576 с.

УДК 621.396.6 (043.2)

С.В. Мігель, студент,
І.Г. Прокопенко, доктор технічних наук
(Національний авіаційний університет, Україна)

КОМПЮТЕРНА ПРОГРАМА ДЛЯ ДОСЛІДЖЕННЯ АЛГОРИТМІВ ОБРОБКИ СИГНАЛІВ РЛС

В статті розповідається про пакет програм, створений в програмному середовищі Visual Basic, який дозволяє імітувати роботу РЛС при різних сигнально-завадових ситуаціях та досліджувати різні алгоритми обробки сигналів.

Пакет програм складається з підпрограми імітації та підпрограми-радару.

При роботі зі створеним пакетом програм за допомогою підпрограми імітації можна на екрані розміщати радар, задавати його основні параметри, розміщати цілі й перешкоди, які потрапляють в область його дії, задавати розміри цілей і форму перешкод, маршрути їх переміщення. Після запуску програми на підпрограму-радар з підпрограми імітації подається сигнал, який імітує відбите радіовипромінювання від цілей і перешкод реального простору.

Для завдання положення радару на робочій області необхідно в меню "Інструменти" натиснути кнопку "Радар". Після цього потрібно натиснути курсором в тому місці робочої області, де необхідно поставити радар.

Для завдання положення точкових цілей відносно радару необхідно в меню "Інструменти" натиснути пункт "Ціль". Після цього потрібно натиснути курсором в тому місці робочої області, де необхідно поставити ціль.

Для завдання положення перешкоди необхідно в меню "Інструменти" натиснути пункт "Перешкода". Після цього потрібно обвести мишкою область, на якій буде розміщатися перешкода.

Для завдання напрямку переміщення цілей необхідно в меню "Інструменти" натиснути пункт "Маршрут". Після цього потрібно натиснути курсором по цілі, для якої створюється маршрут, а потім натиснути курсором у тих точках, через які буде проходити ціль. При цьому дані точки з'єднуватися відрізками прямої. Для завершення малювання маршруту необхідно натиснути правою кнопкою миші в будь-якій точці робочої області програми.

Для завдання властивостей об'єкту необхідно натиснути на ньому лівою кнопкою миші й у діалоговому вікні, що з'явилося, вписати необхідні властивості у відповідні текстові поля. Після чого необхідно натиснути кнопку Ок.

При натисканні на робочу область, вільну від яких-небудь об'єктів з'являється діалогове вікно, у якому можна задати рівень шуму навколишнього середовища.

При натисканні на заваді з'являється діалогове вікно, у якому можна задати дисперсію завади, її коефіцієнт кореляції по азимуту й по дальності.

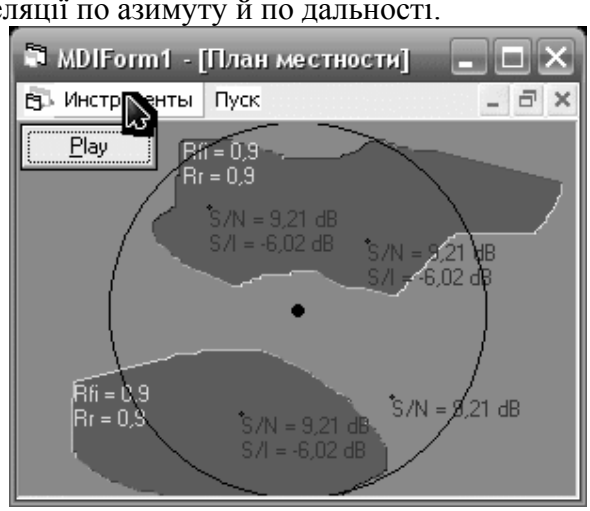


Рис. 1. Головне вікно підпрограми імітації з розміщеними на ньому елементами

У цій підпрограмі-радару сигнал, отриманий з підпрограми імітації піддається обробці ранжувальником, накопичувачем, непараметричними алгоритмами виявлення цілей. На цьому етапі можна підібрати оптимальні параметри обробки отриманого сигналу. У підпрограмі-радар також передбачений інструмент для перегляду осцилограми вхідного сигналу й перегляду зміни форми сигналу на кожному етапі його обробки.

Для початку роботи радару необхідно в підпрограмі імітації натиснути кнопку Play (рис.1). Після цього підпрограма-радар почне малювати сигнально-завадову ситуацію, відповідну до розташування об'єктів у підпрограмі імітації. Рисунок 2. відображає сигнально-завадову ситуацію, що відбився на екрані радару в результаті моделювання обстановки, показаної на рис. 1.

Як видно з рисунка 2. на екрані радару не відображаються цілі, що перебувають усередині області дії перешкод. А цілі, що перебувають поза зоною перешкоди нечіткі.

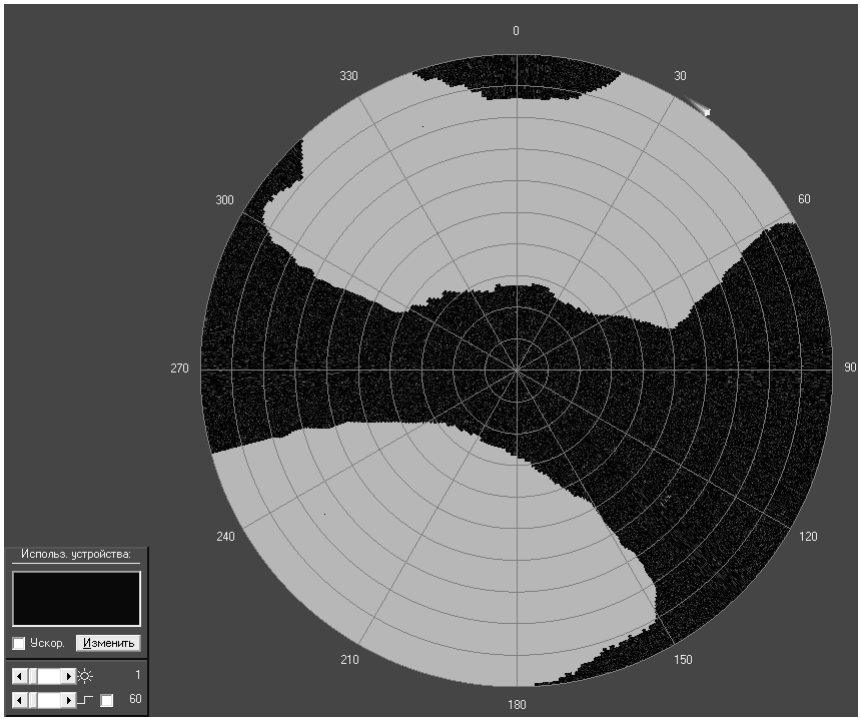


Рис. 2. Зображення початкового сигналу на екрані радару

Для того, щоб чітко виявити ціль на тлі шуму використовують різні алгоритми виявлення. Для того, щоб підключити необхідний алгоритм потрібно в полі "Список використовуваних пристроїв" натиснути на кнопку Змінити. Після чого з'явитися діалогове вікно вибору алгоритмів виявлення.

Після вибору алгоритму можна задати його параметри за допомогою діалогового вікна, що з'являється по натисканню кнопки "Змін." (скорочено від "Змінити"). Також можна задавати послідовність роботи алгоритмів виявлення, виділяючи алгоритм і переміщаючи його вверх або вниз.

Ефективність дії алгоритмів виявлення показано на мал. 3. На цьому рисунку зображений екран радару після обробки його ранжувальником і накопичувачем.

Як видно з рисунка 3. - екран радару очистився від перешкод. Крім того, стало видно цілі, що перебували всередині області дії перешкод.

У підпрограму-радар вбудовані осцилограф, побудовник гістограм і лічильник статистики.

Осцилограф показує осцилограму радіуса, що рисується на екрані радару під час його роботи. Вікно осцилографа можна викликати за допомогою команди "Осцилограф" у меню

"Вигляд". За допомогою осцилограми можна оцінити співвідношення сигнал-шум, сигнал-завада. Також зручно з її допомогою показувати форму сигналу, відбитого від корельваної перешкоди

Рис. 3. Зображення, оброблене ранжувальником і накоплювачем

Побудовник гістограм доцільно використовувати для знаходження щільності розподілу випадкових величин, а також для підбирання деяких параметрів алгоритмів виявлення. Це вікно можна викликати за допомогою команди "Гістограма" у меню "Вигляд".

Третій інструмент - лічильник статистики. Його робота полягає в порівнянні зображення, отриманого за допомогою алгоритмів виявлення й зображення розташування цілей, яке формується паралельно із сигналом, що посилається у підпрограму радар з підпрограми імітації для підрахунку статистики. Після порівняння лічильник виводить на екран імовірність помилкової тривоги, імовірність виявлення й імовірність пропуску. Цей інструмент дозволяє оцінити роботу алгоритмів виявлення для даної сигнально-завадової ситуації, щоб підібрати найбільш оптимальний алгоритм виявлення.

Висновки

Розроблений пакет програм для комп'ютерної імітації роботи радіо локатора дозволяє створювати сигнально-завадову ситуацію в зоні відповідальності радару з урахуванням технічних характеристик; імітувати сигнал від рухомого об'єкту; моделювати алгоритми обробки сигналів, відбитих від цілей і відображати обстановку на екрані радару.

Список літератури

1. *Програмування* на Visual Basic 6. Етюди професіоналів: пер. з англ./Пітер Ейткен – К.: Видавництво „Діа Софт", 1999. – 480 с.
2. *Пристрої* приймання та обробки сигналів: навч. посібник / Ю. М. Журавльов, А. О. Пеньков. – К.: Вид-во Національного авіаційного університету «НАУ-друк», 2009.–200с.
3. *Финкельштейн М. И.* Основы радиолокации: Учебник для вузов. – 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Радио и связь, 1983. – 536с.

УДК 656.7.071:656.7.052.002.5 (043.2)

А.А. Мусиенко, аспирант,
В.В. Нимыч, ассистент
(Национальный авиационный университет, Украина)

РЕЗУЛЬТАТИВНОСТЬ СИСТЕМЫ ЭКСПЛУАТАЦИИ ТЕХНИЧЕСКИХ КОМПЛЕКСОВ В АВИАЦИИ

Рассмотрены вопросы оценки результативности системы эксплуатации технических комплексов в авиации на основе применения процессного подхода, который базируется на международных стандартах ISO серии 9000.

Вопросы результативности и эффективности процессов систем менеджмента качества являются актуальными с момента начала широкомасштабного использования стандартов ISO серии 9000 [1,2]. В стандарте ISO 9000 термин "результативность" определяется как степень достижения запланированных результатов, а "эффективность" – как соотношение между достигнутыми результатами и затраченными ресурсами [1].

В связи со вступлением Украины во Всемирную торговую организацию все более актуальным становится вопрос о месте отечественных предприятий в мировой рыночной системе. Предприятиям необходимо соблюдать правила мирового рынка со всеми его положительными и отрицательными сторонами.

Применение системы менеджмента качества (СМК) позволит: получить конкурентные преимущества на рынке услуг, улучшить качество предоставляемых услуг и повысить удовлетворенность потребителей, повысить результативность и эффективность деятельности предприятий при сокращении затрат, повысить производственную и финансовую дисциплину, увеличить заинтересованность персонала в качестве услуг, создании такой атмосферы в коллективе, которая ориентирует персонал на долгосрочную перспективу и т.д.

В стандартах ISO серии 9000 вопросы измерения результативности действующей СМК, предприятия в целом и отдельных процессов не рассмотрены. Это в определенной степени сдерживает внедрение СМК, обуславливает возможность возникновения рисков при функционировании предприятий. Поэтому вопросы, связанные с проблемой адекватной и объективной оценки результативности, принятия оптимальных управленческих решений на основе анализа результативности, приобретают как теоретическую, так и практическую значимость.

Рассматриваются системы эксплуатации технических комплексов (ТК) в авиации, которые являются совокупностью собственно ТК, средств эксплуатации, исполнителей и документации, которая устанавливает правила выполнения заданий эксплуатации. Средства эксплуатации – это здания, сооружения, средства технологического оснащения, запасное имущество, эксплуатационные расходные материалы, необходимые для эксплуатации ТК. Для целей системного рассмотрения предметной области полагаем, что в систему эксплуатации ТК также входят: заявки потребителей, которые подлежат обслуживанию; структурные элементы системы и их организационное построение; технологические процессы; условия эксплуатации и ряд других составляющих, которые необходимо учитывать для адекватной оценки результативности и эффективности систем эксплуатации ТК в авиации.

Анализ теоретических и практических работ в сфере разработки и совершенствования систем эксплуатации ТК в авиации показывает, что вопросы внедрения СМК, их совершенствование на основе оценки результативности и эффективности СМК не нашли должного отображения, что не дает возможность достижения требуемой экономической эффективности авиационных предприятий и их процессов, которые в них реализовываются [3-7].

Укрупненная модель взаимодействия процессов в системе эксплуатации ТК в авиации на основе применения стандартов ISO серии 9000 представлена на рисунке.

В целом, результативность относится к достижению целей функционирования систем эксплуатации ТК в авиации, а эффективность относится к оценке использования ресурсов системы в ходе работы системы. Предметами рассмотрения являются как предприятия так и процессы, которые являются основой результативности и эффективности деятельности систем эксплуатации ТК в авиации.

Принято, что результативность предприятия и его отдельных процессов оценивается, как отношение фактической меры достижения целей (применительно к предприятиям) или меры выполнения поставленных задач (применительно к процессам) к нормативным уровням мер. Данный подход является одним из распространенных способов оценки результативности, однако, его нужно конкретизировать, если предметом рассмотрения является система эксплуатации ТК в авиации либо ее процессы.

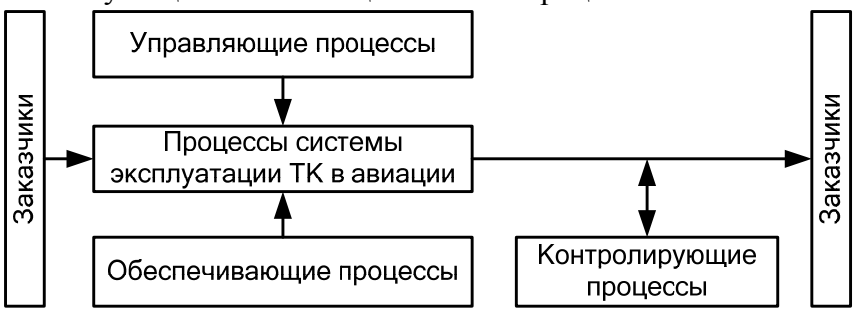


Рис. Укрупненная модель взаимодействия процессов в системе эксплуатации ТК в авиации

Предлагается оценивать результативность каждого процесса и системы эксплуатации ТК в авиации в целом, далее выполнять классификацию результативности процессов и системы эксплуатации. После классификации результативности принимать решение о планировании и выполнении корректирующих и предупредительных действиях.

Полагаем, что в системе эксплуатации реализуется N процессов. В каждом процессе может реализовываться M заданий. Результативность будем оценивать на уровнях – система эксплуатации, процесс, задание, начиная последовательно с уровня “задание”. Далее выполняется оценивание на уровнях процесс и системы эксплуатации. Количественная оценка результативности производится путем расчета процента выполнения плановых заданий. Задание считается выполненным, при условии, что соблюдены требования временного характера и качества выполнения заявок на предоставление услуг.

Полагаем, что отдельные задания имеют разный уровень значимости с точки зрения обеспечения цели функционирования процесса. Численное значение уровня значимости j-го задания в i-м процессе зададим с помощью весового коэффициента A_{ij}. Система весовых коэффициентов формируется ответственным за i-й процесс с учетом роли этого процесса в достижении целей системы эксплуатации ТК в авиации.

Результативность j-го задания в i-м процессе будем определять как

$$P_{\text{пр}.ij} = \frac{З_{\text{ф.пр}.ij}}{З_{\text{пл.пр}.ij}}, \qquad (1)$$

где $З_{\text{ф.пр}.ij}$ – фактический уровень выполнения j-го задания в i-м процессе; $З_{\text{пл.пр}.ij}$ – плановый уровень выполнения j-го задания в i-м процессе.

В (1) полагаем, что $З_{\text{пл.пр}.ij}$ измеряется на уровне 100%. Показатель $P_{\text{пр}.ij}$ изменяется в пределах $\overline{0,1}$ и этот показатель, в общем случаи, имеет стохастический характер в силу того, что нестабильным может быть параметр $З_{\text{ф.пр}.ij}$ из-за возникших несоответствий в i-м процессе.

Результативность i-го процесса определяем как

$$P_{\text{пр}.i} = \sum_{j=1}^{M} A_{ij} P_{\text{пр}.ij},$$

где $\sum_{j=1}^{M} A_{ij} = 1$.

Оценку результативности работы системы эксплуатации ТК в авиации выполняем как

$$P_{\text{СЭ}} = \sum_{i=1}^{N} B_i P_{\text{пр}.i}, \qquad (2)$$

где $\sum_{i=1}^{N} B_i = 1$.

В (2) весовые коэффициенты B_i определяют с учетом значимости отдельных процессов с точки зрения обеспечения результативности функционирования системы эксплуатации ТК.

Показатель $P_{\text{СЭ}}$ изменяется в пределах $\overline{0,1}$ и этот показатель, в общем случаи, также может имеет стохастический характер в силу нестабильности результативности процессов, которые реализуются в системе эксплуатации ТК в авиации.

Соотношения (1) и (2) можно использовать при определении математического ожидания, дисперсии и других моментов, либо при определении плотности распределения вероятностей $P_{\text{СЭ}}$, $P_{\text{пр}.ij}$, $P_{\text{пр}.i}$ с учетом вероятностных моделей описания фактических уровней выполнения заданий, моделей возникновения несоответствий и других составляющих.

Таким образом, используя приведенные соотношения, определенные методики сбора и обработки данных, информацию о совокупности весовых коэффициентах $\vec{A}_{NM}$, $\vec{B}_N$ можно определить численное значение параметров результативности процессов и системы эксплуатации в целом.

Международные стандарты ISO серии 9000 используют подход, который комплексно рассматривает четыре основных действия – процедуру планирования, процедуру выполнения заданных действий, оценку степени достижения запланированного результата, планирование и выполнение, в случае необходимости, корректирующих и предупреждающих действий [2,3].

Для оценки степени достижения запланированной результативности, как отдельного процесса так и системы эксплуатации в целом, можно использовать классификацию результативности – 2-х, 3-х альтернативную и более детальную.

Для выполнения 2-х альтернативной классификации результативности системы эксплуатации необходимо иметь пороговое значение результативности системы эксплуатации $P_{\text{СЭп}}$.

Функцию θ принадлежности результативности к тому или иному классу, в случае двухальтернативной классификации, определяем как

$$\theta = \begin{cases} 1, \text{если } P_{\text{СЭ}} \in \overline{0, P_{\text{СЭп}}}; \\ 2, \text{если } P_{\text{СЭ}} \in \overline{P_{\text{СЭп}}, 1}. \end{cases}$$

Если $\theta = 1$, то считается, что результативность системы эксплуатации не соответствует требованиям и необходимо разрабатывать и выполнять корректирующие действия. Если $\theta = 2$, то считается, что результативность системы эксплуатации соответствует требованиям и выполнять корректирующие действия нет необходимости.

Функцию θ принадлежности результативности к тому или иному классу в случае трехальтернативной классификации определяем как

$$\theta = \begin{cases} 1, \text{если } P_{СЭ} \in \overline{0, P_{СЭп.1}}; \\ 2, \text{если } P_{СЭ} \in \overline{P_{СЭп.1}, P_{СЭп.2}}; \\ 3, \text{если } P_{СЭ} \in P_{СЭп.2}, 1. \end{cases}$$

Если $\theta = 1$, то считается, что результативность системы эксплуатации не соответствует требованиям и необходимо разрабатывать и выполнять корректирующие действия. Если $\theta = 2$, то считается, что результативность системы эксплуатации не в полной мере соответствует требованиям и необходимо разработать и реализовывать предупреждающие действия. Если $\theta = 3$, то считается, что результативность системы эксплуатации соответствует требованиям и выполнять корректирующие действия нет необходимости.

В случае, если число различимых состояний системы эксплуатации с точки зрения обеспечения результативности превышает три уровня, то можно рекомендовать планирование и выполнения предупреждающих действий, которые отличаются между собой различной скоростью реакции звена управления системы эксплуатации, направленных на устранение возможных несоответствий в системе.

Выбор пороговых уровней результативности $P_{СЭп}$, $P_{СЭп.1}$, $P_{СЭп.2}$ выполняется с учетом различных факторов, условий, моделей, которые определяют и описывают: уровни рисков которые возникают у Заказчика в связи с недостаточной результативностью, как отдельных процессов так и системы эксплуатации ТК в авиации; закономерности возникновения скрытых и явных несоответствий; достоверности принимаемых решений об истинном состоянии системы эксплуатации и ряд других факторов.

Выводы

Рассмотренный подход к оценке результативности процессов и системы эксплуатации технических комплексов в авиации в целом можно использовать при проектировании и модернизации систем данного класса и реализуемых в них процессов. Отличительная особенность подхода – возможность учесть влияние результативности процессов на общую результативность системы эксплуатации, учет параметров, которые отображают статистический характер условий, в которых протекают процессы.

Список литературы

1. *ДСТУ ISO 9000: 2001*. Системи управління якістю. Основні положення та словник. Чинний від 2001.10.01.

2. *ДСТУ ISO 9001: 2001*. Системи управління якістю. Вимоги. Чинний від 2001.10.01.

3. *Латышев М.В.* Оценка качества бизнес-процессов / Латышев М.В. // Метрология, стандартизация, сертификация и управление качеством продукции: Программа, материалы школы-семинара молодых ученых. Тамбов, 22-27 сент. 2003 г. / ТГТУ. Тамбов, 2003. – С. 186-191.

4. *Кучеренко В.О., Семенов А.А., Соломенцев О.В.* Упровадження систем управління якістю // Електроніка та системи управління. – 2004. – № 2. – С.154–159.

5. *Німич В.В., Полулях О.М., Соломенцев О.В.* Математична інтерпретація задоволення вимог як одна з пріоритетних цілей виробництва // Електроніка та системи управління. – 2005. – № 1. – С.23–30.

6. *Німич В.В., Полулях О.М., Соломенцев О.В.* Формування загального показника якості для продукції та послуг авіаремонтного підприємства // Проблеми транспорту. – 2005. – №2. – С.187–189.

7. *Німич В.В., Соломенцев О.В.* Аналіз технологічних операцій в системах обслуговуючого типу // Електроніка та системи управління. – 2007. – №2. – С.100–104.

УДК 681.5.08 : 004.415.538(045)

Г.Е. Соколов, канд. физ.-мат. наук
(Национальный авиационный университет, Украина)

СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ ХАРАКТЕРИСТИК КОМПЬЮТЕРНЫХ ГЕНЕРАТОРОВ

Проведен сравнительный анализ характеристик генераторов, построенных на основе вывода сигналов через порты компьютерных звуковых карт различных стандартов.

Введение. Персональный компьютер (ПК) стандартного состава может использоваться в качестве контрольно-измерительной аппаратуры (КИА) при вводе-выводе сигнала через порты звуковой карты [1]. Однако характеристики такой КИА существенно зависят от типа звуковой карты [2,3].

Наиболее перспективными типами звуковых карт ПК являются встроенные звуковые карты (ЗК) [4]. Их стандарты определяются разработками Intel , которых придерживаются и другие компании-изготовители. С 1997 года в компьютерах применялись звуковые карты стандарта AC'97. С 2004 года появился новый стандарт- High Definition Audio (HD Audio).

Настоящая работа посвящена исследованию характеристик генераторов, построенных на основе известных программ и ввода-вывода сигнала через порты звуковой карты ноутбука стандарта HD Audio и сравнению их с характеристиками этих же приборов, построенных на основе звуковых карт стандарта AC'97.

Постановка задачи. Характеристики генератора определяются как программой синтеза сигнала, так и типом звуковой карты. Была поставлена задача: провести сравнение характеристик шести типов генераторов, построенных на основе программ «BIP Electronics Lab Sine Wave Generator – 3.0» (в дальнейшем программа 1), «Audio Tester v. 1.4» (в дальнейшем программа 2) и звуковых карт «Intel(r) 82801BA/BAM AC’97 Audio Controller» (в дальнейшем ЗК1), «C-Media AC’97 Audio Device» (в дальнейшем ЗК2), «Intel(r) High Definition Audio HDMI» (в дальнейшем ЗК3). Для этого необходимо протестировать генераторы на основе программы 1 и программы 2 и ЗК3 и сравнить с характеристиками генераторов, построенных на основе этих же программ и ЗК1 и ЗК2, исследованных в работе [2].

Измерения проводились на установке, собранной согласно блок-схеме, приведенной на рис. 1.

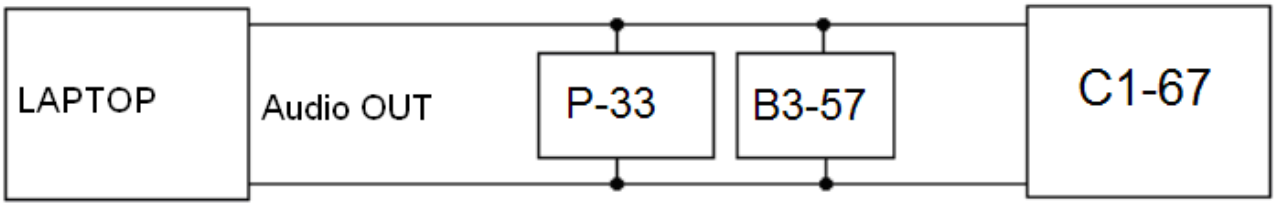


Рис. 1. Блок-схема установки для тестирования генераторов: Р-33 – магазин сопротивлений; В 3-57 – ламповый вольтметр; С1-67 – осциллограф; LAPTOP – ноутбук

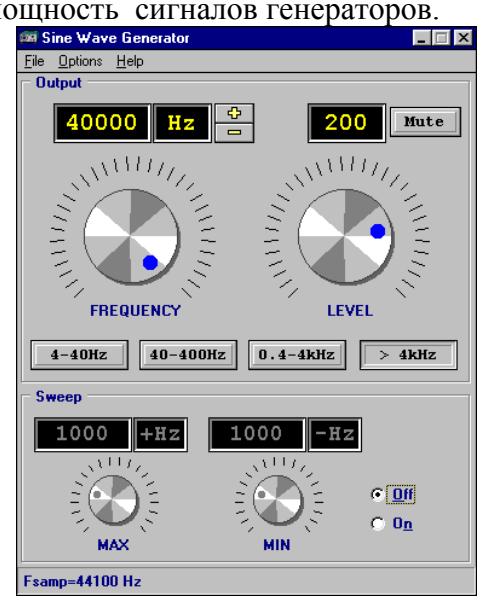
В состав ноутбука входит встроенная ЗК3, на нем инсталлированы названные выше программы, т. е. это и есть тестируемый генератор.

Выходной сигнал тестируемого генератора снимается с порта Audio-OUT звуковой карты.

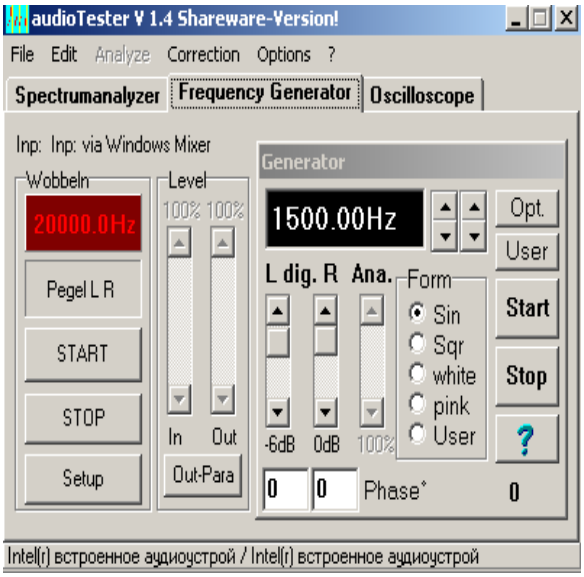
Названные выше программы эмулируют на экране монитора ПК лицевые панели генераторов, показанные на рис. 2.

На рис. 2, *а* видны регулировка частоты от 4 Гц до 40 кГц и регулировка выходного напряжения от 0 до 255 условных единиц. На рис. 2, *б* видны регулировка частоты от 1 Гц до 40 кГц и регулировка выходного напряжения от 0 до 48 дБ. На рис. 2, *в* видны регулировки выходного напряжения «Звук» и «Общая» от 0 до максимума в условных единицах шкалы.

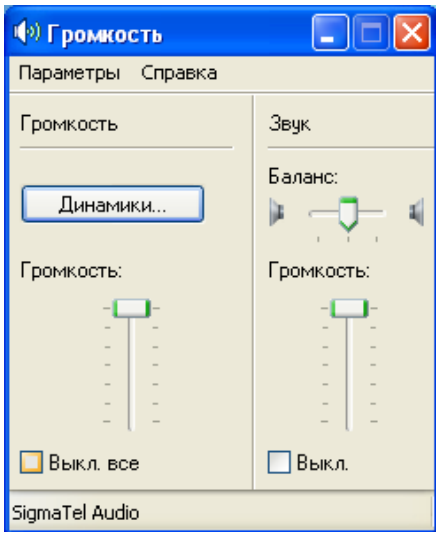
Эти регулировки необходимо откалибровать. Необходимо также определить выходную мощность сигналов генераторов.



а



б



в

Рис. 2. Лицевые панели регулировок генераторов, эмулируемые программами:
а – «BIP ELECTRONICS LAB SINE WAVE GENERATOR – 3.0» *б* – «AUDIO TESTER V. 1.4»
в – драйвером звуковой карты ЗК3(под Windows XP)

Тестирование генератора, построенного на основе ЗК3 и программы 1. (Обозначим этот генератор как генератор 1). Для калибровки регулировки выходного напряжения генератора были проведены измерения выходного напряжения вольтметром В3-57 при разных положениях указателя на лицевой панели (рис. 2, *а*). При этом указатели регулировок выходного напряжения с помощью драйвера звуковой карты «Громкость» и «Звук» (рис. 2, *в*) устанавливались на максимальную отметку, а сопротивление нагрузки с помощью магазина сопротивлений Р-33 устанавливалось максимальным $R_н$ = 99999,9 Ом. Результаты калибровки представлены на рис. 3 (линия *1*). На нем по оси X – значение на указателе регулировки выходного напряжения генератора в условных единицах, а по оси Y – калиброванное выходное напряжение $U_{вых,\ к}$ в вольтах. Линия *1* измерялась на опорной частоте генерации 500 Гц.

Как видим, в тестируемом генераторе обеспечивается высокая степень линейности регулировки выходного напряжения. Генератор обеспечивает максимальное выходное напряжение 1,5 В.

При проведении калибровки выходного напряжения тестируемого генератора регулировки драйвера ЗК1 «Звук» и «Громкость» находились в положении максимума. В свою очередь, проводилась калибровка регулировок драйвера. Результаты исследования влияния регулировок «Громкость» и «Звук» на выходное напряжение генератора приведены на рис. 4 (линия *1* и *2* соответственно). На нем по оси *X* – значение смещения движка указателя регулировки выходного напряжения генератора «Звук» от самого нижнего положения в условных единицах, где за величину единицы принято расстояние между отметками шкалы указателя. По оси *Y* отложено значение коэффициента регулировки драйверов:

$$K_{\text{д, зв}} = \frac{U_{\text{вых, }L}}{U_{\text{вых, макс}}}, \tag{1}$$

где $U_{\text{вых, }L}$ – выходное напряжение при смещении движка указателя регулировки L, $U_{\text{вых, макс}}$ – величина выходного напряжения при максимальном смещении движка указателя.

Как видим, в тестируемом генераторе регулировки драйвера ЗК1 «Звук» и «Громкость» обладают разными характеристиками. Калибровочные кривые регулировки «Звук» нелинейны в отличие от регулировки «Громкость», и потому пользоваться ею предпочтительней. Кроме того, исследования показали, что калибровочные кривые не зависят от частоты во всем рабочий диапазон частот.

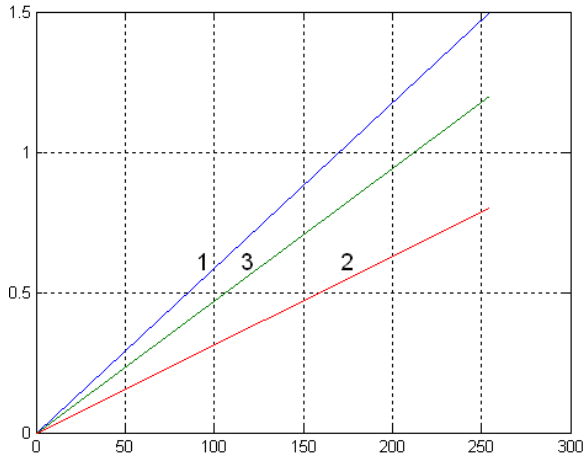


Рис. 3. Калибровочные линии выходного напряжения генераторов 1, 3 и 4

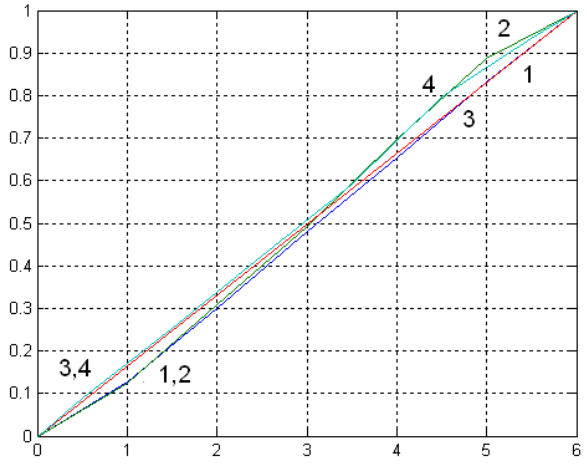


Рис. 4. Коэффициенты регулировки драйверов для генераторов 1,3 и 4

Однако необходимо учитывать, что $U_{\text{вых}}$ согласно рис.3 – это напряжение на нагрузке 10 кОм. При работе на меньшую нагрузку $U_{\text{вых}}$ уменьшается согласно соотношению

$$U_{\text{д, зв}}\left(R_{\text{н}}\right) = \frac{U_{\text{вых}}}{1 + \left(R_{\text{г}} / R_{\text{н}}\right)}, \tag{2}$$

где $U_{\text{вых}}$ – это напряжение на нагрузке 10 кОм, а $U_{\text{вых}}\left(R_{\text{н}}\right)$ – это напряжение на нагрузке $R_{\text{н}}$; $R_{\text{г}}$ – выходное сопротивление генератора.

Из соотношения (2) получим выражение для $R_{\text{г}}$:

$$R_{\text{г}} = R_{\text{н}}\left[\frac{U_{\text{вых}}}{U_{\text{вых}}\left(R_{\text{н}}\right)} - 1\right], \tag{3}$$

Были проведены измерения $U_{\text{вых}}(R_{\text{н}})$ для серии 10 значений $R_{\text{н}}$, из уравнения (3) получена серия значений $R_{\text{г}}$. Статистическая обработка результатов измерений дала значение выходного сопротивления генератора

$$R_{\text{г}} = (6{,}53 \pm 0{,}65)\ \text{Ом}.$$

Значение $R_{\text{г}}$ позволило получить важные параметры тестируемого генератора. Это максимальный ток в нагрузке

$$I_{макс} = \frac{U_{\text{вых, К макс}}}{R_{\text{г}}} = 230\ \text{мА}$$

и максимальная мощность в нагрузке

$$P_{макс} = \frac{(U_{\text{вых, К макс}})^2}{4R_{\text{г}}} = 86\ \text{мВт}$$

Как видим, в тестируемом генераторе обеспечивается значительная выходная мощность, которая достаточна для проведения многих контрольных измерений.

В силу того, что представленные выше измерения были проведены на опорной частоте 500 Гц, также были проведены исследования зависимости калиброванного выходного напряжения от частоты генерируемого сигнала. Результаты исследований приведены на рис. 5 (линия *1*). На нем по оси *X* – значение на указателе регулировки частоты на лицевой панели генератора (рис. 2, *а*) в герцах, а по оси *Y* – частотный коэффициент:

$$K_f = \frac{U_{\text{вых}, f}}{U_{\text{вых, 500}}}, \qquad (4)$$

где $U_{\text{вых}, f}$ – выходное напряжение генератора на частоте f; $U_{\text{вых, 500}}$ – выходное напряжение генератора на частоте 500 Гц.

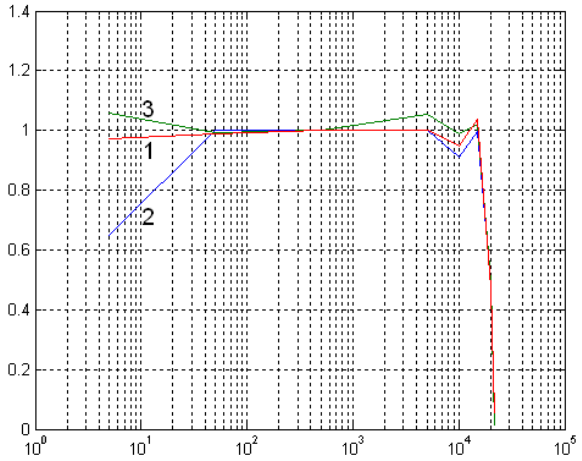


Рис. 5. Частотные коэффициенты генераторов 1, 3 и 4

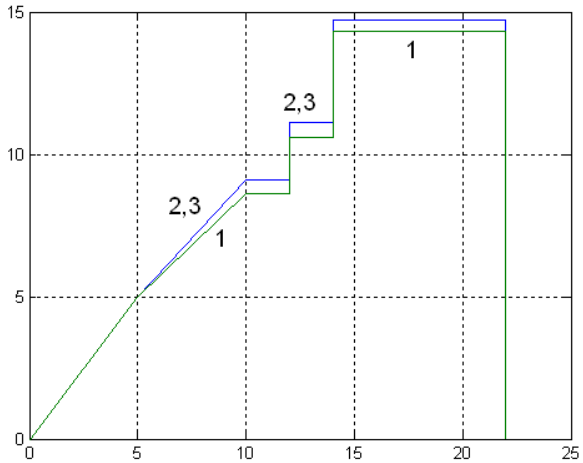


Рис. 6. Калибровочные линии регулировки частоты генераторов 1, 3 и 4

Как видим, в тестируемом генераторе обеспечивается широкий диапазон частот, в котором частотный коэффициент близок к единице, однако он гораздо меньше диапазона частот, обозначенного на частотной регулировке лицевой панели. Считать причиной этого сужения лишь частотные свойства ЗК1 видимо нельзя. Линия *1* на рис. 4 – это не амплитудно-частотная характеристика звуковой карты по каналу порта Audio-OUT, скорее она отображает процесс взаимодействия программы 1 с ЗК3.

Такой вывод подтверждается наличием значительных расхождений между реальной частотой генерируемых колебаний и показаниями на частотной регулировке панели генератора. Были проведены измерения частоты генерируемых тестируемым генератором колебаний с помощью осциллографа С1-67 для различных значений показаний частотной регулировки. Результаты измерений приведены на рис. 6 (кривая *1*). На нем по оси *X* –

значение на указателе регулировки частоты в килогерцах, по оси Y – значение частоты, измеренное осциллографом.

Как видим, в тестируемом генераторе обеспечивается рабочий диапазон частот до 5 кГц, на более высоких частотах синтез колебаний осуществляется со значительными погрешностями, при этом осциллограф показывает недопустимо большие нелинейные искажения (при генерации ряда частот). При показаниях частотной регулировки 22 кГц генератор вообще не работает.

Таким образом, выходное напряжение генератора при произвольном положении регулировок определяется выражением

$$U_{\text{вых}} = U_{\text{вых, }K} K_f K_{\text{д, зв}}, \qquad (5)$$

где первый сомножитель определяется линия *1* (рис. 3), второй – формулой (1) и линиями *1* и *2* (рис. 4), а третий – линией *1* (рис. 5).

Тестирование генератора, построенного на основе ЗК3 и программы 2. (Обозначим этот генератор как генератор 2). Для калибровки регулировки выходного напряжения генератора были проведены измерения выходного напряжения вольтметром В3-57 при разных положениях указателя на лицевой панели (рис. 2, *б*). При этом указатели регулировок выходного напряжения «Громкость» и «Звук» с помощью драйвера звуковой карты (рис. 2, *в*) устанавливались на максимальную отметку, а сопротивление нагрузки с помощью магазина сопротивлений Р-33 устанавливалось максимальным $R_{\text{н}}$ = 99999,9 Ом. Результаты калибровки представлены на рис. 7 (линия *1*). На нем по оси X – значение на указателе регулировки выходного напряжения генератора в децибелах, а по оси Y – калиброванное выходное напряжение $U_{\text{вых, К}}$ в вольтах. Линия *1* соответствует частоте генерации 500 Гц.

Как видим, в тестируемом генераторе обеспечивается высокая степень линейности регулировки выходного напряжения. Генератор обеспечивает максимальное выходное напряжение 1,55 В на частоте 500 Гц. Обращает на себя внимание некоторая небольшая зависимость максимального калиброванного выходного напряжения от программы, на основе которой построен генератор, т. е. эта характеристика определяется не только параметрами звуковой карты.

При проведении калибровки выходного напряжения тестируемого генератора регулировки драйвера ЗК1 «Звук» и «Громкость» находились в положении максимума. В свою очередь, проводилась калибровка регулировок драйвера.. Результаты исследования влияния регулировок «Громкость» и «Звук» на выходное напряжение генератора приведены на рис. 8 (линия *1* и *2* соответственно).

Измерения выходного сопротивления генератора $R_{\text{г}}$, максимального тока в нагрузке $I_{\text{макс}}$ и максимальной мощности в нагрузке $P_{\text{макс}}$ генератора показали, что их значения полностью совпадают со значениями этих параметров, измеренных при тестировании генератора, построенного на основе ЗК3 и программы 1. Это значит, что данные параметры полностью определяются звуковой картой и не зависят от программы в составе генератора.

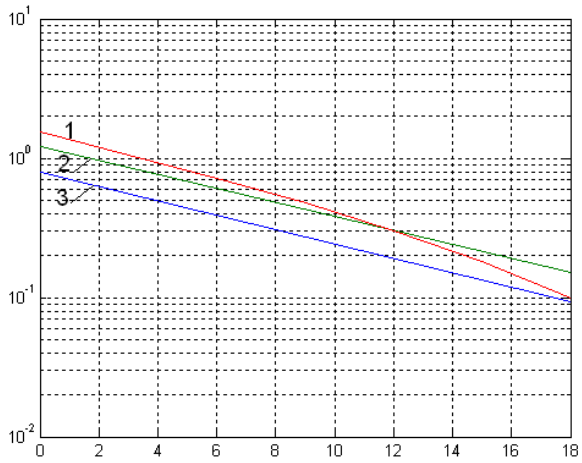


Рис. 7. Калибровочные линии выходного напряжения генераторов 2, 5 и 6

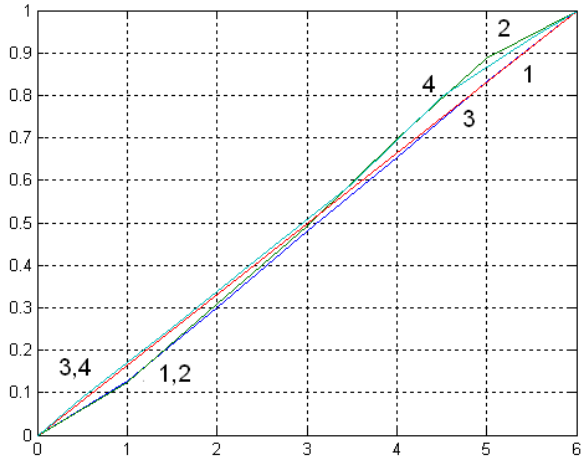


Рис. 8 Коэффициенты регулировки драйверов генераторов 2, 5 и 6

Результаты измерения частотного коэффициента K_f представлены на рис. 9 (линия *1*). Были проведены также измерения частоты генерируемых тестируемым генератором колебаний с помощью осциллографа С1-67 для различных значений показаний частотной регулировки. Результаты измерений приведены на рис. 10 (линия *1*).

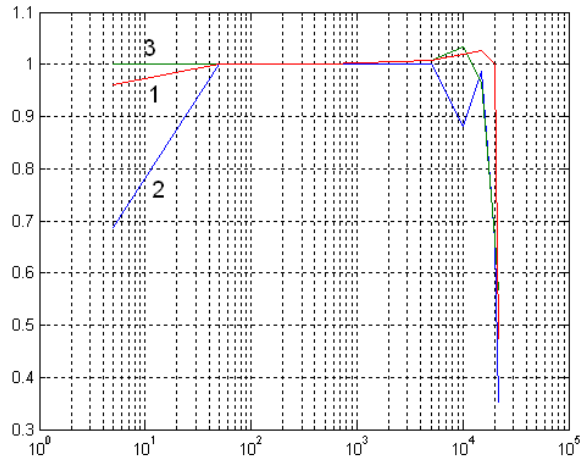


Рис. 9. Частотные коэффициенты генераторов 2, 5 и 6

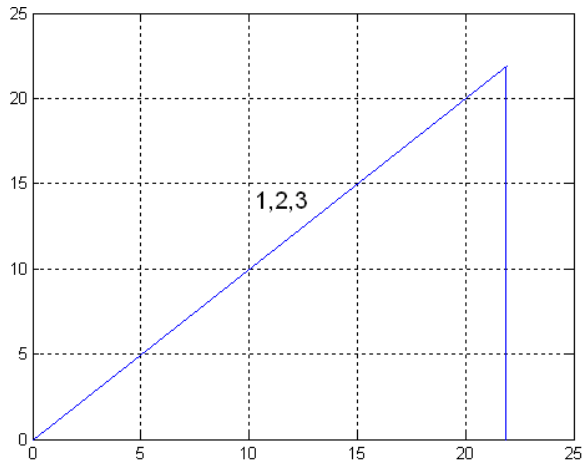


Рис. 10. Калибровочные линии регулировки частоты генераторов 2, 5 и 6

Как видим, в тестируемом генераторе обеспечивается рабочий диапазон частот до 22 кГц. При показаниях частотной регулировки (22050 $\pm$ 5) Гц генерация исчезает. При показаниях частотной регулировки более 22050 Гц генератором осуществляется синтез колебаний меньшей частоты, чем 22 кГц, т.е. не соответствующей частотной регулировке, при этом осциллограф показывает отсутствие нелинейных искажений.

При определении выходного напряжения генератора при произвольном положении регулировок следует пользоваться формулой (3), где первый сомножитель определяется кривой *1* (рис. 7), второй – кривой *2* (рис. 4), а третий – кривой *1* (рис. 6).

Сравнительный анализ характеристик генераторов. Генератор, построенный на основе ЗК1 и программы 1 обозначим как генератор 3. Генератор, построенный на основе ЗК2 и программы 1 обозначим как генератор 4. Генератор, построенный на основе ЗК1 и программы 2 обозначим как генератор 5. Генератор, построенный на основе ЗК2 и программы 2 обозначим как генератор 6.

На рис. 3 сравниваются калибровочные характеристики генератора 1 (линия 1), генератора 3 (линия 2) и генератора 4 (линия 3). Видно, что ЗК стандарта HD Audio обеспечивает более высокое выходное напряжение генератора по сравнению с ЗК стандарта

AC'97. Линейность калибровочных характеристик у сравниваемых генераторов одинаково высока.

На рис. 4 сравниваются калибровочные характеристики регулировок драйверов «Громкость» и «Звук» генератора 1 (линия 1 и 2 соответственно), регулировки драйвера «Звук» генератора 3 (линия 2) и регулировок драйверов «Общая» и «Звук» генератора 4 (линия 3 и 4 соответственно). Видно, что регулировки «Громкость» и «Общая» обеспечивают высокую линейность характеристики в отличие от регулировки «Звук» для ЗК обоих стандартов. Однако сравнение шкал регулировок на рис. 2а и рис. 2в показывает, что для всех ЗК предпочтительней пользоваться регулировками, приведенными на Рис.4, так как они обеспечивают более точную установку нужного выходного напряжения генератора.

На рис. 5 и 6 сравниваются частотные свойства генератора 1 (линия 1), генератора 3 (линия 2) и генератора 4 (линия 3). Видно, что ЗК стандарта HD Audio обеспечивает более равномерную частотную характеристику генератора по сравнению с ЗК стандарта AC'97. Что касается необходимой точности установки нужной частоты, то она обеспечивается для рассмотренных генераторов в пределах полосы частот (5 – 5000) Гц.

В табл.1 сравниваются энергетические характеристики генераторов 1,3,4. Видно, что ЗК стандарта HD Audio обеспечивает большую выходную мощность сигнала генератора по сравнению с ЗК стандарта AC'97. Кроме того, необходимо отметить, что довольно большой разброс значений показывает, что в составе ЗК1 работает стабилизатор выходного напряжения, меняющий сопротивление генератора при изменении нагрузки.

Табл.1 Энергетические характеристики генераторов

	ЗК1(генераторы 3,5)	ЗК2(генераторы 4,6)	ЗК3(генераторы 1,2)
$R_г$, Ом	11,1±0,2	39,9±0,2	6,53,1±0,65
$I_{макс}$, мА	72	30,1	230
$\mathbf{P}_{макс}$, мВт	15,3	9,0	86

На рис. 7 сравниваются калибровочные характеристики генератора 2 (линия 1), генератора 5 (линия 2) и генератора 6 (линия 3). Видно, что ЗК стандарта HD Audio обеспечивает более высокое выходное напряжение генератора по сравнению с ЗК стандарта AC'97, однако линейность калибровочных характеристик у генератора 2 существенно хуже.

На рис. 8 сравниваются калибровочные характеристики регулировок драйверов «Громкость» и «Звук» генератора 2 (линия 1 и 2 соответственно), регулировки драйвера «Звук» генератора 5 (линия 2) и регулировок драйверов «Общая» и «Звук» генератора 6 (линия 3 и 4 соответственно). Видно, что эти характеристики практически очень близки к тем, что приведены для генераторов 1,3,4 на рис.4, поэтому обобщающие выводы для них те же.

На рис. 9 и 10 сравниваются частотные свойства генератора 2 (линия 1), генератора 5 (линия 2) и генератора 6 (линия 3). Видно, что ЗК стандарта HD Audio обеспечивает более равномерную частотную характеристику генератора по сравнению с ЗК стандарта AC'97. Что касается необходимой точности установки нужной частоты, то она обеспечивается для рассмотренных генераторов в пределах полосы частот (5 – 22000) Гц. Таким образом, программа 1 существенно ухудшает частотные свойства генераторов.

В табл.1 сравниваются энергетические характеристики генераторов 2,5,6. Они совпадают с энергетическими характеристиками генераторов 1,3,4. Таким образом, эти характеристики полностью определяются видом ЗК.

Выводы

1. Проведен сравнительный анализ характеристик генераторов, построенных на основе вывода сигналов через порты компьютерных звуковых карт стандарта HD Audio и стандарта AC'97.

2. Генераторы, построенные на основе звуковых карт стандарта HD Audio по сравнению с генераторами на основе звуковых карт стандарта AC'97 обладают:

- большим выходным напряжением;
- большей выходной мощностью;
- более равномерной частотной характеристикой;
- одинаковым качеством характеристик регулировок драйверов ЗК;

3. Генератор, построенный на основе звуковой карты «INTEL(R) HIGH DEFINITION AUDIO HDMI» и программы «BIP ELECTRONICS LAB SINE WAVE GENERATOR – 3.0», имеет:

– рабочий частотный диапазон (5 – 5000) Гц;
– диапазон выходных напряжений (0 – 1,5) В;
– максимальную мощность в нагрузке 86,0 мВт.

4. Генератор, построенный на основе звуковой карты «INTEL(R) HIGH DEFINITION AUDIO HDMI» и программы «AUDIO TESTER V. 1.4», имеет:

– рабочий частотный диапазон (5 – 20000) Гц;
– диапазон выходных напряжений (0 – 1,55) В;
– максимальную мощность в нагрузке 86,0 мВт.

Список литературы

1. *Зубаль Игорь*. Компьютер в роли осциллографа, спектроанализатора, частотомера и генератора. http://www.terralab.ru/supply/17758/

2. *Соколов Г.Е.* Тестирование генератора, построенного на основе вывода сигнала черен порт звуковой карты персонального компьютера // Електроніка та системи управління, – 2008. – №4(18). – С.40 – 47.

3. *Соколов Г.Е.* Тестирование осциллографа, построенного на основе ввода сигнала через порты звуковой карты персонального компьютера // Електроніка та системи управління, – 2009. – №1(18). – С.40 – 47.

4. *Мюллер, Скотт*. Модернизация и ремонт ПК, 18-е издание.: Пер. с англ.-М.: ООО «И.д. Вильямс», – 2009. – 1280 с.

УДК 681.5.08 : 004.415.538(045)

Г.Е. Соколов, канд. физ.-мат. наук
(Национальный авиационный университет, Украина)

СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ ХАРАКТЕРИСТИК КОМПЬЮТЕРНЫХ ОСЦИЛЛОГРАФОВ

Проведен сравнительный анализ характеристик осциллографов, построенных на основе ввода сигналов через порты компьютерных звуковых карт различных стандартов.

Введение. Персональный компьютер (ПК) стандартного состава может использоваться в качестве контрольно-измерительной аппаратуры (КИА) при вводе-выводе сигнала через порты звуковой карты [1]. Однако характеристики такой КИА существенно зависят от типа звуковой карты [2,3].

Наиболее перспективными типами звуковых карт ПК являются встроенные звуковые карты (ЗК) [4]. Их стандарты определяются разработками Intel , которых придерживаются и другие компании-изготовители. С 1997 года в компьютерах применялись звуковые карты стандарта AC'97. С 2004 года появился новый стандарт- High Definition Audio (HD Audio).

Настоящая работа посвящена исследованию характеристик осциллографов, построенных на основе известной программы и ввода сигнала через порт звуковой карты ноутбука стандарта HD Audio и сравнению их с характеристиками этих же приборов, построенных на основе звуковых карт стандарта AC'97.

Постановка задачи. Характеристики осциллографа определяются как программой просмотра сигнала, так и типом звуковой карты. Была поставлена задача: провести сравнение характеристик шести типов осциллографов, построенных на основе программы «BIP Electronics Lab Oscilloscope – 3.0» (в дальнейшем программа 1) и звуковых карт «Intel(r) 82801BA/BAM AC’97 Audio Controller» (в дальнейшем ЗК1), «C-Media AC’97 Audio Device» (в дальнейшем ЗК2), «Intel(r) High Definition Audio HDMI» (в дальнейшем ЗК3). Для этого необходимо протестировать осциллографы на основе программы 1 и ЗК3 и сравнить с характеристиками генераторов, построенных на основе этой же программы и ЗК1 и ЗК2, исследованных в работе [3].

Измерения проводились на установке, собранной согласно блок-схеме, показанной на рис. 1.

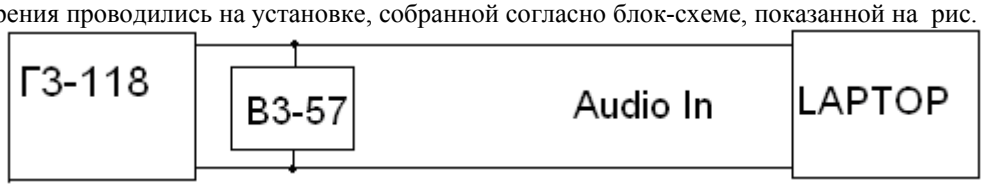


Рис. 1. Блок-схема установки для тестирования осциллографов

В установку входят следующие приборы:

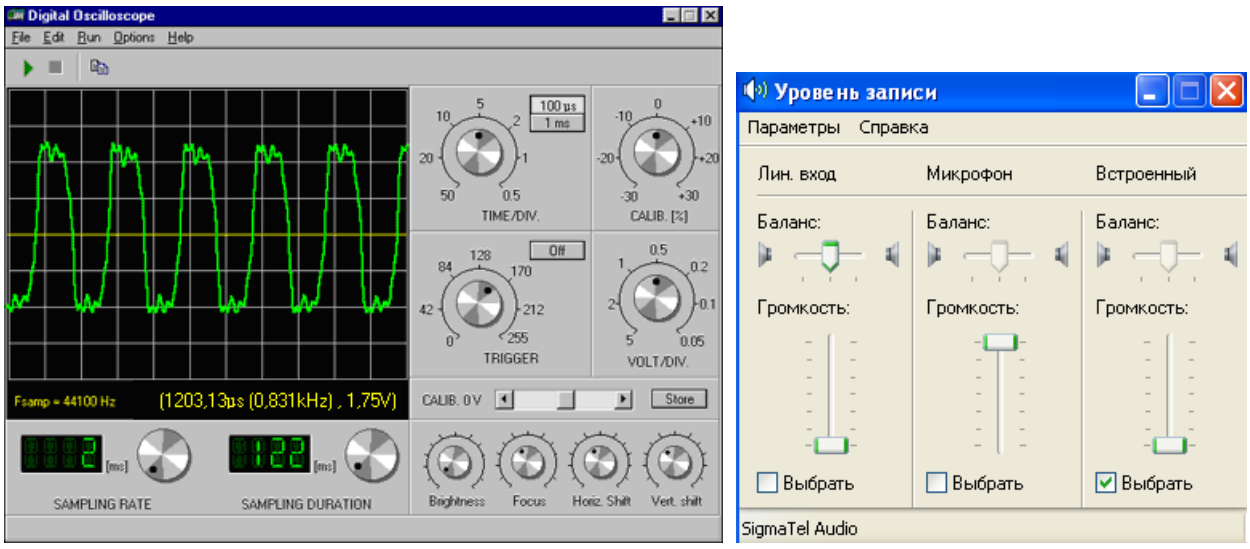
– Г3-118 –генератор звуковых сигналов;

– В 3-57 – ламповый вольтметр;

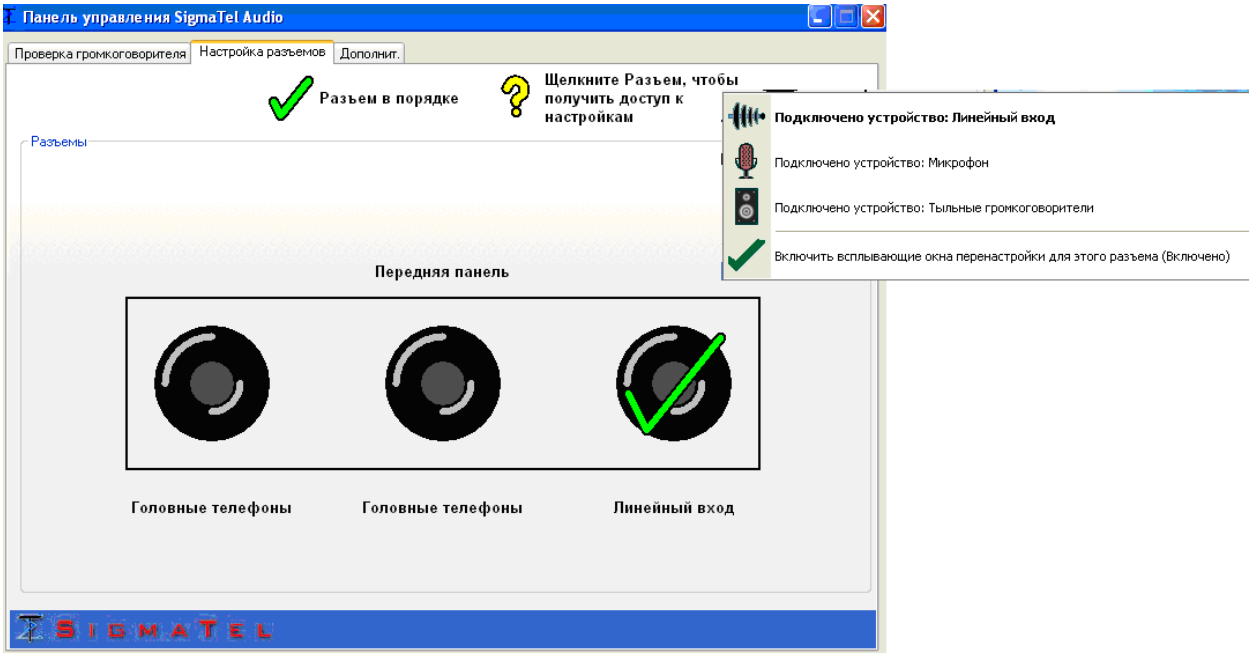
– LAPTOP– персональный компьютер, в состав которого входит ЗК3 и на котором инсталлирована программа BIP Electronics Lab Oscilloscope – 3.0, т. е. тестируемый осциллограф.

Контрольный сигнал на тестируемый осциллограф подается с генератора Г3-118 в порты «Audio In» звуковой карты.

Программа BIP Electronics Lab Oscilloscope – 3.0 эмулирует на экране лицевую панель осциллографа, показанную на рис. 2.



а *б*



в

Рис. 2. Лицевые панели регулировок осциллографов, эмулируемые программами:
а – BIP ELECTRONICS LAB OSCILLOSCOPE– 3.0; *б,в* – драйвером звуковой карты (под Windows XP)

На рис. 2, *а* видны регулировка развертки от 50 мкс/дел до 50 мс/дел и регулировка чувствительности по напряжения от 0,05 до 5 В/дел (условных), а на рис. 2, *б* – регулировки входного напряжения «Лин. вход» и «Микрофон» от 0 до максимума в условных единицах шкалы. На рис.2, *в* показаны программные переключения драйвером ЗК3 режимов работы канала «Audio In» - «Лин. вход»-«Микрофон». Все регулировки, влияющие на чувствительность по напряжению, необходимо откалибровать. Необходимо также определить частотные характеристики осциллографов: рабочую полосу частот и погрешности измерения частоты сигнала.

Тестирование осциллографа, построенного на основе ввода сигнала через порт «Audio In» в режиме «Лин. вход» ЗК3 (Обозначим этот осциллограф как осциллограф 1). Для калибровки чувствительности по напряжению осциллографа были проведены измерения амплитуды гармонического сигнала на экране осциллографа в условных вольтах (см. рис. 2,

а) при подаче на входы осциллографа гармонического сигнала с генератора Г3-118 (см. рис. 1). Подача сигнала производилась отдельно на физические входы разъема «Audio In Right» и «Audio In Left» и одновременно на оба входа. Выходное напряжение генератора контролировалось вольтметром В3-57, частота сигнала определялась по указателям регулировок генератора. При этом указатель регулировки чувствительности с помощью драйвера звуковой карты «Лин. вход» (рис. 2, *б*) устанавливались на максимальную отметку. Во время проведения измерений указатель чувствительности осциллографа на лицевой панели «VOLT/DIV» устанавливался в положение максимально возможного размера изображения сигнала, но на результаты измерений эта регулировка не влияла, поскольку результаты измерений выражались не в делениях шкалы изображения, а сразу в условных вольтах на специальном табло под экраном (рис. 2, *а*).

Результаты калибровки представлены на рис. 3, *а*. На нем указаны: по оси *X* – значение входного напряжения осциллографа в милливольтах, а по оси *Y* – калиброванная амплитуда гармонического сигнала на экране осциллографа в условных вольтах ($U_{\text{вых, к}}$). Линия *1* на рис. 3 соответствует подаче сигнала частотой 500 Гц на один из входов осциллографа, линия *2* – подаче сигнала частотой 500 Гц на два входа осциллографа одновременно. Различия в картине на экране осциллографа при подаче сигнала на вход «Audio In Right» и вход «Audio In Left» не зафиксированы.

Как видим, в тестируемом осциллографе обеспечивается высокая степень линейности калибровочной линии чувствительности по напряжению, т. е. независимости величины чувствительности от входного напряжения. Величина дифференциальной чувствительности для линии *1* составляет $S_{д1}$ = 25,1 усл. мВ/мВ, для линии *2* – $S_{д2}$ = 51,0 усл. мВ/мВ. Характерно, что чувствительность увеличивается примерно в два раза при подаче сигнала на оба входа одновременно.

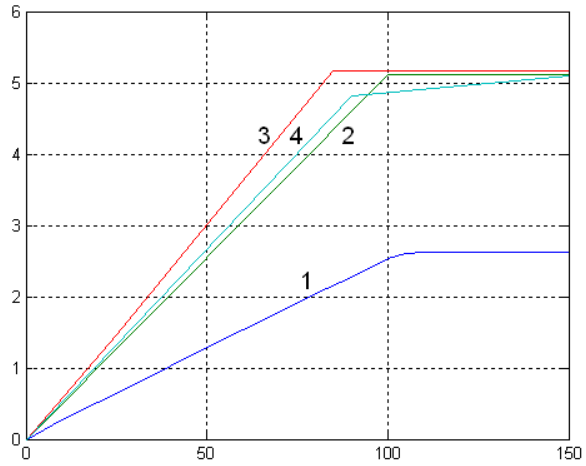


Рис. 3. Калибровочные линии чувствительности по напряжению осциллографов 1,3,4

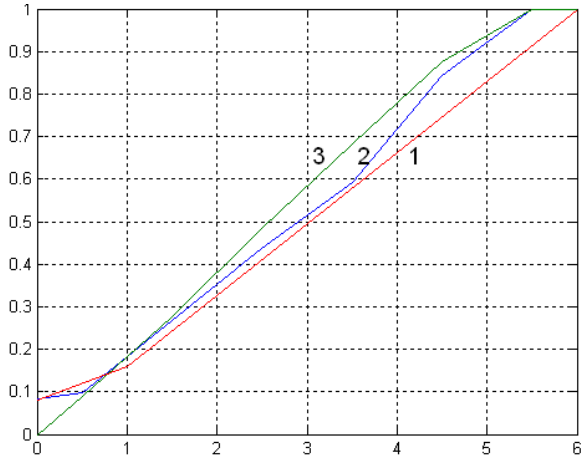


Рис. 4. Коэффициенты регулировки драйверов осциллографов 1,3,4

Сравнение линий 1 и 2 рис. 3 показывает, что различные величины чувствительности по напряжению осциллографа в сочетании с ограничением сигнала в звуковой карте по выходу приводят к тому, что осциллограф обеспечивает измерение максимальной величины входного напряжения 110 мВ для линии *1*; 100 мВ – для линии *2*.

При проведении калибровки амплитуды гармонического сигнала на экране в условных вольтах $U_{\text{вых, к}}$ тестируемого осциллографа регулировки драйвера звуковой карты 3 «Лин. вход» находились в положении максимума. В свою очередь проводилась калибровка регулировки драйвера. Результаты исследования влияния регулировки «Лин. вход» на величину $U_{\text{вых, к}}$ тестируемого осциллографа приведены на рис. 4 (кривая *1* соответствует подаче сигнала на оба входа осциллографа одновременно сигнала частотой 500 Гц. На нем по оси *X* – отложено значение смещения движка указателя регулировки входного напряжения осциллографа «Лин. вход» от самого нижнего положения в условных единицах,

где за величину единицы принято расстояние между отметками шкалы указателя, по оси Y – значение коэффициента регулировки драйвера «Лин. вход»:

$$K_{\text{д, зв}} = \frac{U_{\text{вых, }L}}{U_{\text{вых, макс}}}, \qquad (1)$$

где $U_{\text{вых, }L}$ –выходное напряжение при смещении движка указателя регулировки L; $U_{\text{вых, макс}}$ – выходное напряжение при максимальном смещении движка указателя.

Как видим, в тестируемом осциллографе обеспечивается линейность регулировки драйвера ЗК3 «Лин. вход» в широких пределах.

Поскольку калибровка характеристик осциллографа 1 проводилась на опорной частоте 500 Гц, то были проведены исследования зависимости калиброванной амплитуды гармонического сигнала на экране осциллографа в условных вольтах $U_{\text{вых, к}}$ от частоты входного сигнала. Результаты исследований приведены на рис. 5 (кривая *1*). На нем по оси X – значение частоты входного сигнала осциллографа в герцах, а по оси Y – частотный коэффициент

$$K_f = \frac{U_{\text{вых, }f}}{U_{\text{вых, 500}}}, \qquad (2)$$

где $U_{\text{вых, }f}$ – калиброванная амплитуда гармонического сигнала на экране осциллографа на частоте f; $U_{\text{вых, 500}}$ – калиброванная амплитуда гармонического сигнала на экране осциллографа на частоте 500 Гц.

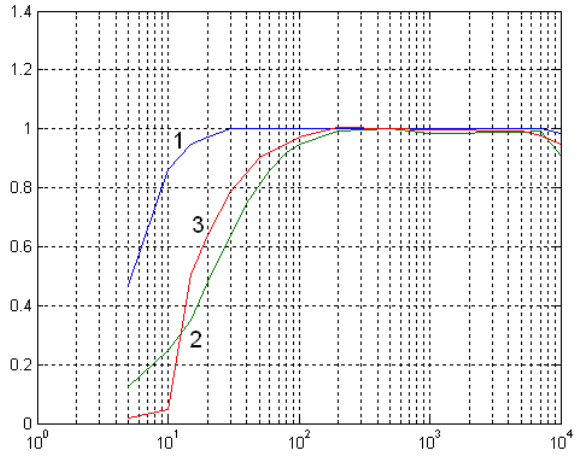


Рис. 5. Частотные коэффициенты чувствительности по напряжению осциллографов 1,3,4

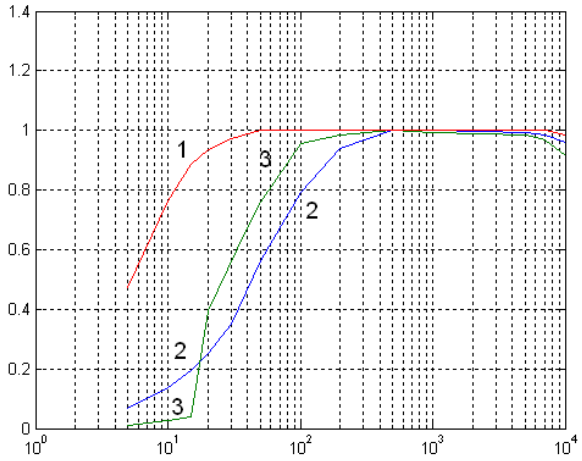
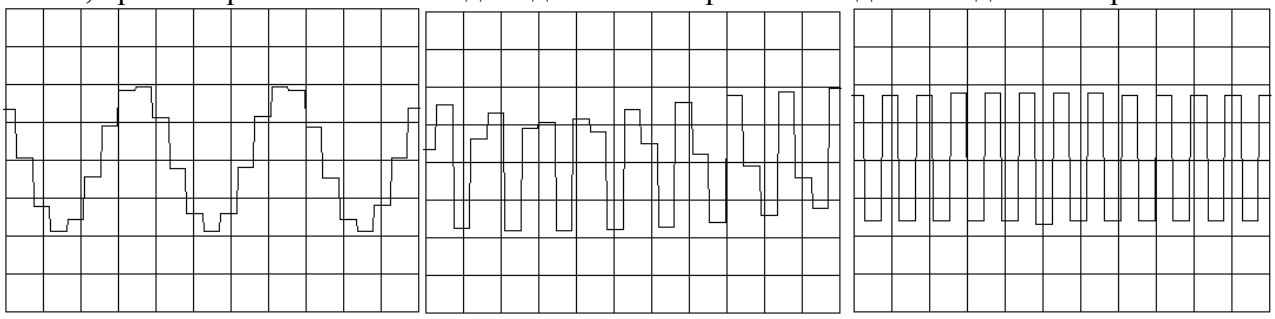


Рис. 9. Частотные коэффициенты чувствительности по напряжению осциллографов 2,5,6

Как видим, в тестируемом генераторе обеспечивается широкий диапазон частот, в котором частотный коэффициент близок к единице. Однако считать этот диапазон рабочим диапазоном частот нельзя. Он отображает лишь процесс измерения осциллографом 1 амплитуды входного сигнала и определяется в основном аппаратурной амплитудно-частотной характеристикой ЗК3. Что касается измерения частоты гармонического сигнала, то здесь ограничение рабочего частотного диапазона определяется частотой дискретизации при оцифровке сигнала в ЗК3, устанавливаемой программно. В используемой программе BIP ELECTRONICS LAB OSCILLOSCOPE– 3.0 частота дискретизации составляет 44100 Гц. На рис. 6 показаны отображения гармонических сигналов разных частот на экране осциллографа. Видно, что уже на частоте 5 кГц искажения формы сигналов стают значительными, и, следовательно, измерения частоты происходят со значительными погрешностями. Таким образом, измерения частоты могут проводиться в рабочем диапазоне частот 5 Гц – 5 кГц. При исследовании сигнала большей частоты на тестируемом осциллографе можно лишь отметить, что он периодичен и измерить его амплитуду. Измерение амплитуды можно провести дополнительно вне рабочего диапазона на частотах 5 кГц – 10 кГц (с неопределенными, но значительными погрешностями).

Исследования частотной зависимости коэффициента регулировок драйвера ЗК3, определенного в (1), показали, что он не зависит от частоты во всем рабочем диапазоне частот, причем практически совпадает для обоих вариантов подачи входного напряжения.



а *б* *в*

Рис. 6. Измерение частоты (1 деление – 50 мкс):
а – частота 5 кГц; *б* – частота 15 кГц; *в* – частота 22,050 кГц

Таким образом, выходное напряжение осциллографа при произвольном положении регулировок определяется выражением

$$U_{\text{вых}} = U_{\text{вых, к}} K_f K_{\text{д, зв}}, \qquad (3)$$

где первый сомножитель определяется кривой *1* (или *2*) на рис. 3, второй – кривой *1* на рис. 5, а третий – кривой *1* на рис. 4.

Тестирование осциллографа, построенного на основе ввода сигнала через порт «Audio In» в режиме «Микрофон» ЗК3 . (Обозначим этот осциллограф как осциллограф 2). Для калибровки чувствительности по напряжению осциллографа были проведены измерения амплитуды гармонического сигнала на экране осциллографа в условных вольтах (см. рис. 2, *а*) при подаче на вход осциллографа гармонического сигнала с генератора Г3-118 (см. рис. 1). Подача сигнала производилась отдельно на физические входы разъема «Audio In Right» и «Audio In Left» и одновременно на оба входа. Выходное напряжение генератора контролировалось вольтметром В3-57, частота сигнала определялась по указателям регулировок генератора. При этом указатель регулировки чувствительности с помощью драйвера звуковой карты «Микрофон» (рис. 2, *б*) устанавливался на максимальной отметке. Во время проведения измерений указатель чувствительности осциллографа на лицевой панели «VOLT/DIV» устанавливался в положение максимально возможного размера изображения сигнала, но на результаты измерений эта регулировка не влияла, поскольку результаты измерений выражались в условных вольтах, а не в делениях шкалы изображения. Результаты калибровки показаны на рис.7. На нем указаны: по оси X – значение входного напряжения осциллографа в милливольтах, а по оси Y – калиброванная амплитуда гармонического сигнала на экране осциллографа в условных вольтах $U_{\text{вых, к}}$. Линия *1* на рис. 7 соответствует подаче сигнала частотой 500 Гц на один из физических входов осциллографа, линия *2* – подаче сигнала частотой 500 Гц на оба физических входа осцилографа одновременно.

Как видим, в тестируемом осциллографе обеспечивается высокая степень линейности калибровочной линии чувствительности по напряжения. Величина дифференциальной чувствительности для линии *1* $S_{\text{д1}}$ = 6,4 усл. мВ/мВ, а для линии *2* – $S_{\text{д2}}$ = 12,75 усл. мВ/мВ при изменении входного напряжения в пределах 0–400 мВ.

Сравнение графиков рис. 3, *б* показывает, что различные значения чувствительности по напряжению осциллографа в сочетании с ограничением сигнала в звуковой карте по выходу приводят к тому, что осциллограф обеспечивает измерение максимальной величины входного напряжения 425 мВ для линии *1*, 400 мВ – для линии *2*. Как видим, динамический диапазон по напряжению для осциллографа 2 довольно существенен.

При проведении калибровки амплитуды гармонического сигнала на экране осциллографа в условных вольтах $U_{\text{вых, к}}$ тестируемого генератора регулировки драйвера звуковой карты 3 «Микрофон» находились в максимально верхнем положении. В свою

очередь проводилась калибровка регулировки драйвера. Результаты исследования влияния регулировки «Микрофон» на величину $U_{вых,\ к}$ тестируемого осциллографа приведены на рис. 8 (линия *1*). На нем по оси *X* показано значение смещения движка указателя регулировки входного напряжения осциллографа «Микрофон» от самого нижнего положения в условных единицах, где за единицу измерения принято расстояние между отметками шкалы указателя. По оси *Y* отложено значение коэффициента регулировки драйвера «Микрофон», определенное по формуле (1). Видно, что в нижней части шкалы (рис. 2 *б*) ругулировка нелинейна, а в верхней части шкалы – близка к линейной.

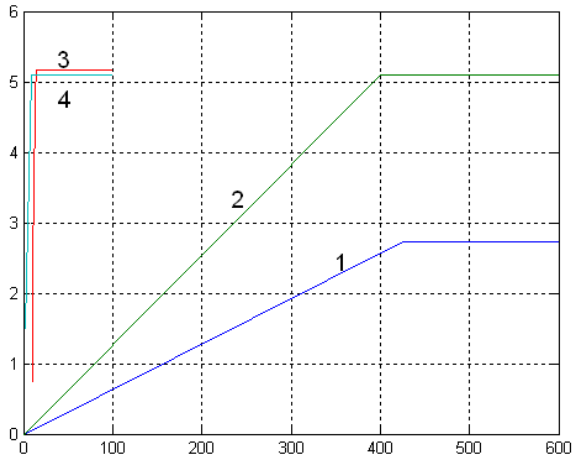


Рис. 7. Калибровочные линии чувствительности по напряжению осциллографов 2,5,6

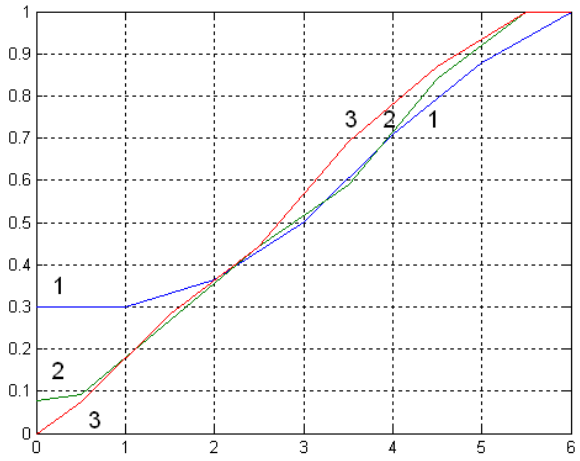


Рис. 8. Коэффициенты регулировки драйверов осциллографов 2,5,6

Были также проведены исследования зависимости величины $U_{вых,\ к}$ от частоты входного сигнала. Результаты исследований приведены на рис. 9 (линия *1*). На нем по оси *X* показано значение частоты входного сигнала осциллографа в герцах, а по оси *Y* – частотный коэффициент K_f, определенный по формуле (2). Как видим, по своим частотным свойствам осциллограф 2 мало отличается от осциллографа 1 и также обеспечивается широкий диапазон частот, в котором частотный коэффициент близок к единице..

Таким образом, выходное напряжение осциллографа при произвольном положении регулировок определяется выражением (3), где первый сомножитель показан линией *1* или *2* на рис.7, второй – линией *1* на рис. 9, а третий – линией *3* на рис. 8.

Сравнительный анализ характеристик осциллографов

Осциллограф, построенный на основе ЗК1 и ввода сигнала через порт «LINE-IN» обозначим как осциллограф 3. Осциллограф, построенный на основе ЗК2 и ввода сигнала через порт «LINE-IN» обозначим как осциллограф 4. Осциллограф построенный на основе ЗК1 и ввода сигнала через порт «MICROPHONE » обозначим как осциллограф 5. Осциллограф, построенный на основе ЗК2 и ввода сигнала через порт «MICROPHONE» обозначим как осциллограф 6.

На рис. 3 сравниваются калибровочные характеристики осциллографа 1 (линии *1* и *2*), осциллографа 3 (линия *3*) и осциллографа 4 (линия *4*). Видно, что ЗК стандарта HD Audio обеспечивает примерно одинаковую дифференциальную чувствительность и динамический диапазон по сравнению с ЗК стандарта AC'97. Линейность калибровочных характеристик у сравниваемых генераторов одинаково высока.

На рис. 4 сравниваются калибровочные характеристики регулировок драйверов «Лин. вх» осциллографа 1 (линия *1*), осциллографа 3 (линия *2*) и осциллографа 4 (линия *3*). Видно, что обеспечивают довольно высокую линейность характеристик для ЗК обоих стандартов с примерно одинаковым качеством. Однако сравнение шкал регулировок на рис. 2а и рис. 2в показывает, что для всех ЗК предпочтительней пользоваться регулировками, приведенными на Рис.4, так как они обеспечивают более точное измерение входного напряжения осциллографа согласно(3).

На рис. 5 сравниваются частотные свойства осциллографа 1 (линия *1*), осциллографа 3

(линия *2*) и осциллографа 4 (линия *3*). Видно, что ЗК стандарта HD Audio обеспечивает более равномерную частотную характеристику осциллографа по сравнению с ЗК стандарта AC'97. Что касается необходимой точности измерения частоты входного сигнала осциллографа, то она обеспечивается для рассмотренных осциллографов в пределах полосы частот (5 – 5000) Гц.

На рис. 7 сравниваются калибровочные характеристики осциллографа 2 (линия *1* и *2*), осциллографа 5 (линия *3*) и осциллографа 6 (линия *4*). Видно, что ЗК стандарта HD Audio обеспечивает гораздо более широкий динамический диапазон и линейность калибровочных характеристик осциллографа по сравнению с ЗК стандарта AC'97, однако дифференциальная чувствительность калибровочных характеристик у осциллографа 2 на много меньше, что не дает возможность исследовать слабые сигналы.

На рис. 8 сравниваются калибровочные характеристики регулировок драйверов «Микрофон» осциллографа (линия *1*), осциллографа 5 (линия *2*) и осциллографа 6 (линия *3*). Видно, что эти характеристики практически очень близки к тем, что приведены для осциллографов 1,3,4 на рис.4, поэтому обобщающие выводы для них те же.

На рис. 9 сравниваются частотные свойства осциллографа 2 (линия *1*), осциллографа 5 (линия *2*) и осциллографа 6 (линия *3*). Видно, что ЗК стандарта HD Audio обеспечивает более равномерную частотную характеристику генератора по сравнению с ЗК стандарта AC'97. Эти характеристики практически очень близки к тем, что приведены для осциллографов 1,3,4 на рис.5, поэтому обобщающие выводы для них те же.

Выводы

1. Проведен сравнительный анализ характеристик осциллографов, построенных на основе вывода сигналов через порты компьютерных звуковых карт стандарта HD Audio и стандарта AC'97.

2. Осциллографы, построенные на основе звуковых карт стандарта HD Audio по сравнению с осциллографами на основе звуковых карт стандарта AC'97 обладают:

- одинаковой чувствительностью и динамическим диапазоном по входу «Лин. вход»;
- гораздо меньшей чувствительностью и гораздо большим динамическим диапазоном по входу «Микрофон»;
- более равномерной частотной характеристикой;
- одинаковым качеством характеристик регулировок драйверов ЗК;
- одинаковым частотным диапазоном.

3. Осциллограф, построенный на основе ввода сигнала через порт «Audio in» в режиме «Лин. вход» звуковой карты «INTEL(R) HIGH DEFINITION AUDIO HDMI» и программы «BIP ELECTRONICS LAB OSCILLOSCOPE – 3.0», имеет:

– рабочий частотный диапазон 10–5000 Гц;

– максимальную дифференциальную чувствительность 51,0 усл. мВ/мВ в диапазоне входных напряжений 0–100 мВ.

4. Осциллограф, построенный на основе ввода сигнала через порт «Audio in» в режиме «Микрофон» звуковой карты «INTEL(R) HIGH DEFINITION AUDIO HDMI» и программы «BIP ELECTRONICS LAB OSCILLOSCOPE – 3.0», имеет:

– рабочий частотный диапазон 10–5000 Гц;

– максимальную дифференциальную чувствительность 12,75 усл. мВ/мВ в диапазоне входных напряжений 0–400 мВ.

Список литературы

1. *Зубаль Игорь.* Компьютер в роли осциллографа, спектроанализатора, частотомера и генератора. http://www.terralab.ru/supply/17758/

2. *Соколов Г.Е.* Тестирование генератора, построенного на основе вывода сигнала черен порт звуковой карты персонального компьютера // Електроніка та системи управління, – 2008. – №4(18). – С.40 – 47.

3. *Соколов Г.Е.* Тестирование осциллографа, построенного на основе ввода сигнала через порты звуковой карты персонального компьютера // Електроніка та системи управління, – 2009. – №1(18). – С.40 – 47.

4. *Мюллер, Скотт*. Модернизация и ремонт ПК, 18-е издание.: Пер. с англ.-М.: ООО «И.д. Вильямс», – 2009. – 1280 с.

UDC 621.391 (043.2)

L.V. Kolchenko, candidate of NAU technical sciences,
R.B. Sinitsyn, candidate of technical sciences
(National Aviation University, Ukraine)

NONPARAMETRIC FILTRATION OF THE SPOKEN LANGUAGE SIGNALS ON THE BACKGROUND OF ACOUSTIC NOISE

Work is devoted to important topic of acoustic signals processing in a pilot's cabin of aircraft in which the high noise level is observed. First of all the kernel estimate of the cumulative distribution function was done. The signal was transformed using the estimate of the cumulative distribution function as a functional transform. At the second stage the new procedure of the adaptive filtration has been offered. Results are confirmed by experimental processing of spoken language signals.

Language sound signals are widely used in civil aviation for sound information exchange on ground, between traffic controllers and between pilots on board of aircrafts. These signals are recorded on different information carriers, among them are emergency on-board recorders, voice and radar data recording systems (logging systems). For recording of language information for air traffic control systems special documents (for example ICAO documents) are used, which control language information exchange and even provide civil aviation with specialized vocabulary which is used.

During the information exchange language signals are distorted by noises of different nature. Among them are: acoustic noises in aircraft cabin, caused by engine and ventilation functioning, and electrical distortions during transfer by wired communication channels and radio communication. Nowadays quality of language sound signals is increased, but actuality of this problem is still high. It's extremely difficult to suppress acoustic noises. So nowadays actuality of filtration with purpose of speech improvement has great importance. Improvement of data transmission mechanisms allows developer to control data transmission and to organize data exchange.

We have investigated the following heuristic approach of nonlinear filtration of acoustic signals. First of all the kernel estimate of the cumulative distribution function was done [1, 2]. A kernel estimate of the one-dimensional cumulative distribution function is

$$F_1(x) = \sum_{k=1}^{N} K_{1k}(x, x_k),$$

where $K_{1k}(x, x_k) = \frac{1}{N} \cdot F(x - x_k)$ is a one-dimensional kernel, $F(\cdot)$ is some cumulative distribution function, for example normal. The example of this estimate for acoustic noises in the pilot's cabin of the aircraft is presented in fig.1.

This approach is closely connected with a comparatively new function, which is used in mathematical statistics and is called a copula. For two variables it can be defined using the following algorithm. We can transform the vector (x, y) to a new a random variable (x_T, y_T), using two marginal cumulative distribution functions $x_T = F_x(x)$, $y_T = F_y(y)$ as functional transforms. It is easy to prove that vector (x_T, y_T) has uniform distribution if random variables x and y are independent. The bivariate cumulative distribution function of the transformed variables (x_T, y_T) is called a copula of these variables and according to the Sklar's theorem $F(x, y) = C(F_x(x), F_y(y))$, where $F(x, y)$ is a bivariate cumulative distribution function of (x, y). The density function, corresponding to the copula $C(x_T, y_T)$ is $c(x_T, y_T) = \frac{\partial C(x_T, y_T)}{\partial x_T \partial x_T}$.

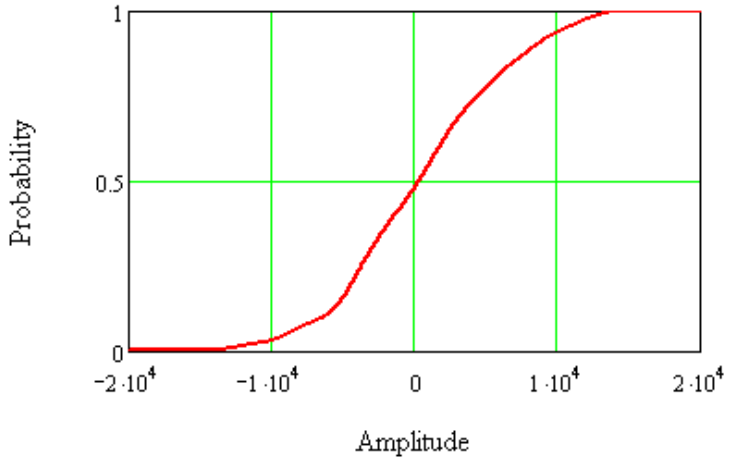


Fig.1. The kernel estimate of the cumulative distribution function. Amplitude in AD converter digits

So we are using the multivariate copula as a nonlinear transform of the input signal. After the transform the probability density function of the transformed signal is asymptotically uniform. It is very useful for detection of the signal and noise areas. But it is not very good for the proper work of the Wiener filter [3]. Wiener filter is optimal for the normal signal distribution. Using additional functional transform with the help of the function that is inverse to the cumulative distribution function of the normal probability distribution with the zero mathematical expectation and the dispersion equal to 1 we obtain the normal signal with standard parameters. After the transform we filter the signal with the help of the adaptive filter based on Wiener approach [4]. First we have calculated an ordinary spectral density using well known formula

$$X(\omega) = \int_{-\infty}^{\infty} x(t) e^{-j\omega t} dt \ .$$

These calculations were done with the help of fast Fourier transform (FFT) algorithm. The estimates of the power spectrum are obtained in the form $S = FFT(x) \cdot FFT^*(x)$, where x is a processed signal, FFT is the Fast Fourier transform algorithm, $FFT^*(x)$ is a complex conjugate of the Fourier transform of the input signal. We have used different windows for obtaining better results for estimating the power spectrum. Obtained power spectrum estimates were substituted into the expression of the Wiener filter.

The processed signal is presented in fig.2. Sampling frequency is 44100 Hz. Signal resolution is equal to 16 bit. During first 6 seconds there is only acoustic noise present. The useful signal is present during the time interval from 6 to 8 seconds.

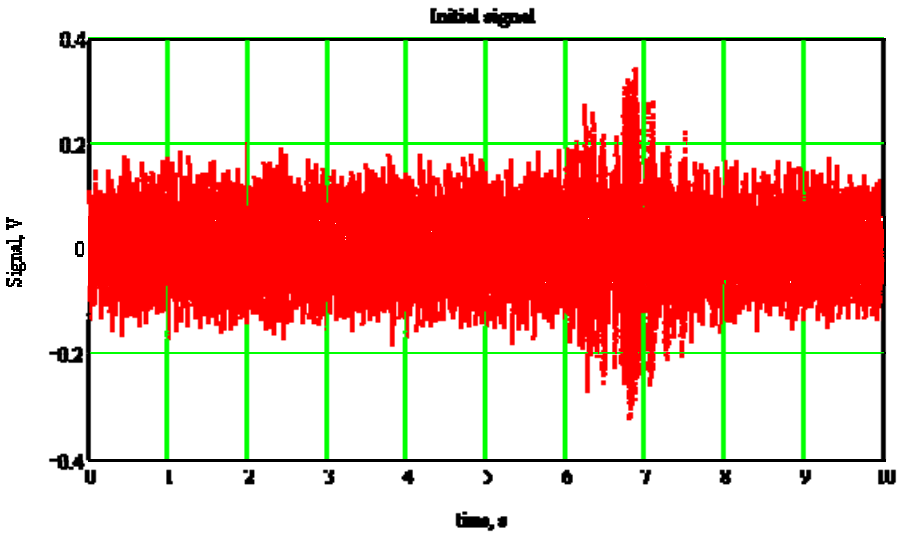


Fig. 2. Input acoustic signal

In order to simplify calculations and increase the speed of signal processing we divide our signal into frames. Each frame consists of 4096 samples. In order to obtain necessary information for future signal processing we calculate the signal parameters and features in each frame.

The estimated power spectra are presented in Fig. 3. The solid line presents spectrum of the noise, the dots describe the spectrum of the noise and a useful signal sum. These estimates are used for the filter adaptation.

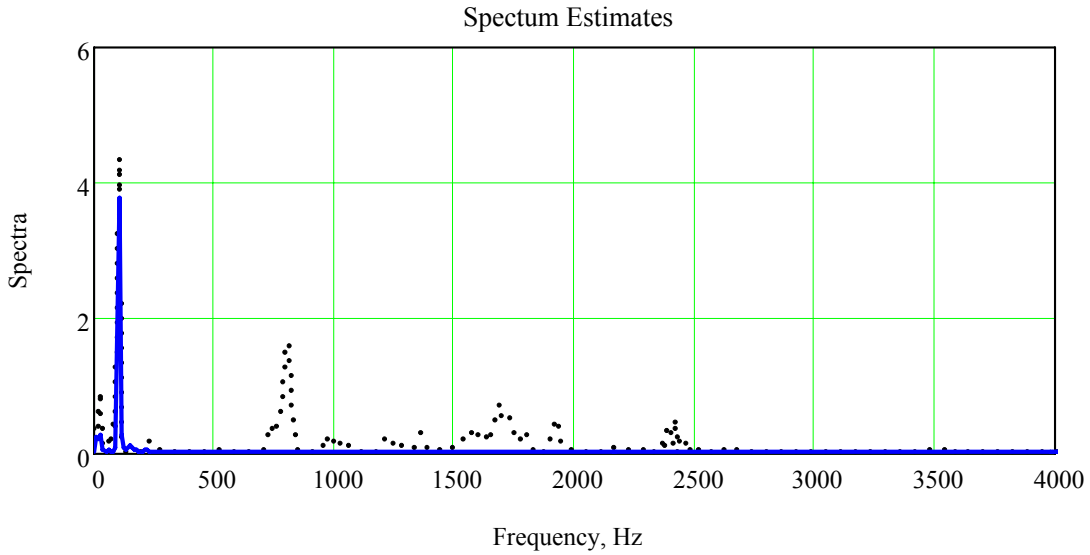


Fig. 3. Spectra of acoustic signals. Noise (solid) and a sum of the noise and the useful signal (dots)

The processed signal is presented in fig. 4. The level of noise decreased in comparison with the input signal.

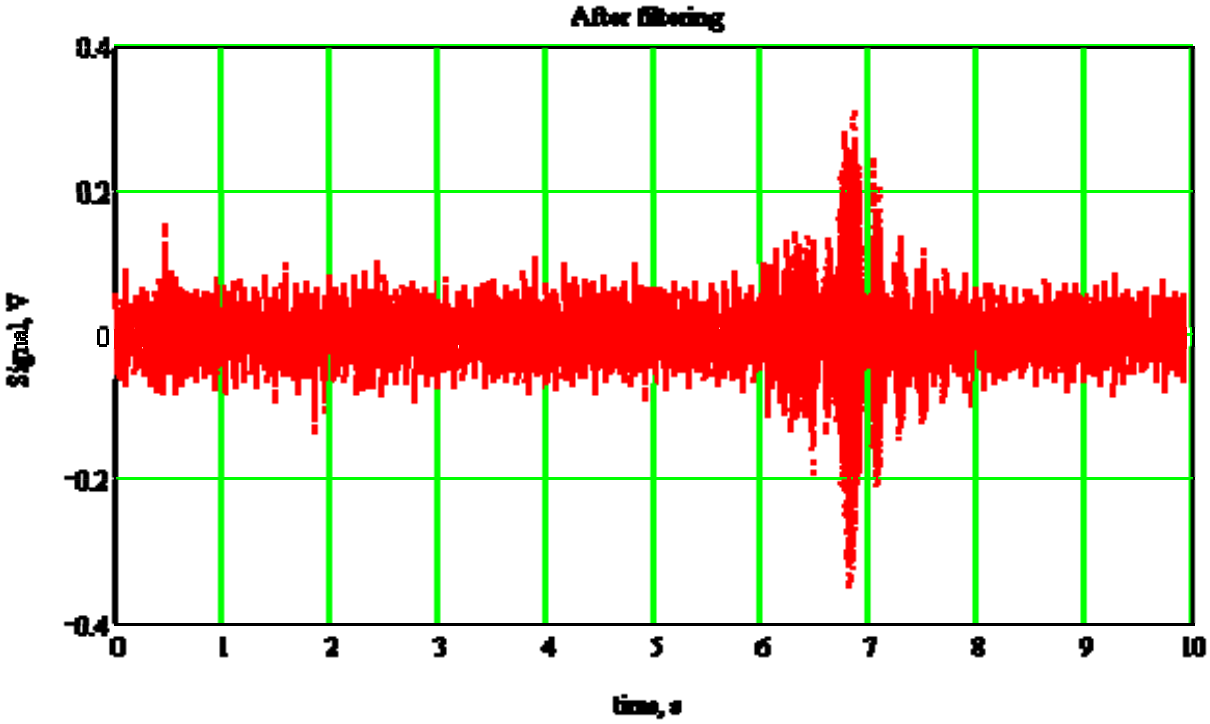


Fig. 4. Output acoustic signal

After the signal processing the dispersion for the frame containing useful information is equal to $0.015 V^2$. The dispersion for the acoustic noise region is equal to $0.000546 V^2$. The signal to noise

ratio for the output signal is 27.997. It is much better in comparison with 5.8 for the input signal. It can be easily seen that quality of resulting signal has improved.

Filter used during investigation can be applied for speech signal processing and for noise reduction during radio communication. Obtained filtration method can be used not only in civil aviation, but also in cell phones for communication improvement or for music quality improvement.

CONCLUSIONS

For filtration of speech signals various methods are used. Among them the most popular are deterministic and statistical approaches. The last one considers signals to be random processes. Basis of this so-called statistical approach is in works of Wiener. With help of optimal filtration random signal is picked out on random noise background. Disadvantage of this approach is need for big amount of apriori data about signals and noises. Adaptive filtration is very actual, because of the usage of new information received during processing. We used an adaptive filtering in combination with a heuristic nonparametric approach. With the help of the estimate of the processed signal cumulative distribution function we have transformed the signal to the new one with a uniform distribution. Using additional functional transform we have obtained signal with the normal distribution with standard parameters.

The purpose was speech improvement due to application of investigated methods to sound file. Given sound file was represented by abstract of speech of pilots on board. During work we investigated adaptive filters and their properties. All experiments were done with the help of ordinary computer with the sound card. It can be easily seen that quality of resulting signal has improved.

Filter used during investigation can be applied for speech signal processing and for noise reduction during radio communication. Obtained filtration method can be used not only in civil aviation, but also in cell phones for improvement of communication or for improvement of music quality.

REFERENCES

1. *Sinitsyn R.B., Kolchenko L.V., Bokal J.M., Zaets O.V., Tkachuk A.A.,* «Nonparametric method for estimating the spoken language sound multivariate probability density function», Kyiv, Proc. NAU (3), 17-20 (2006)

2. *Vapnik V.N.*, Statistical Learning Theory, Wiley, New York, 1998

3. *Levin B.R.,* Theoretical basis of statistical radio engineering, 3rd ed., Moscow: Radio and communication, 1989 (in Russian)

4. *Haykin S.,* Adaptive Filter Theory*,* 3rd ed., Prentice-Hall, Englewood Cliffs, NJ, 1996

УДК 535(047. 2)

А.В. Скрипець, кандидат технічних наук, професор
В.М. Краснов, кандидат технічних наук, доцент
О.І. Варченко, доцент НАУ,
В.В. Левківський, асистент
(Національний авіаційний університет)

ОПТИМІЗАЦІЯ ПАРАМЕТРІВ ПЕРЕТВОРЕННЯ ІНФОРМАЦІЇ В ЦИФРОВИХ АВТОКОЛІМАТОРАХ

В статті з позицій оптимальної фільтрації розраховані параметри цифрових автоколіматорів. Отримані значення розмірів оптичного штриха в полі аналізу автоколіматора дозволяють розробляти малогабаритні прецизійні прилади з короткофокусним об'єктивами.

В аерокосмічних системах орієнтації і навігації кутову неузгодженість задають за допомогою прецизійних кутовимірювальних оптико-елелектронних приладів автоколімаційного типу. Як фотоперетворювачі в цих приладах було запропоновано використовувати лінійні і матричні твердотілі прилади з перенесенням заряду (ПЗЗ), що забезпечують електронне сканування поля зображення [1].

Від таких параметрів як ширина оптичного зображення, швидкість сканування площини зображення, розміри комірок ПЗЗ і кількості електродів в комірці (фазі) залежить похибка вимірювання. У роботі отримані значення перерахованих величин з позицій оптимальної фільтрації вхідного сигналу.

На рис. 1 зображена функція *f*(*x*) (гаусоїда), що описує вхідний аналоговий оптичний сигнал, заштрихованими прямокутниками показана функція $f^*(x)$ електронного зображення цього сигналу на виході регістра ПЗЗ. Висота прямокутників пропорційна зарядам, накопиченими відповідними комірками.

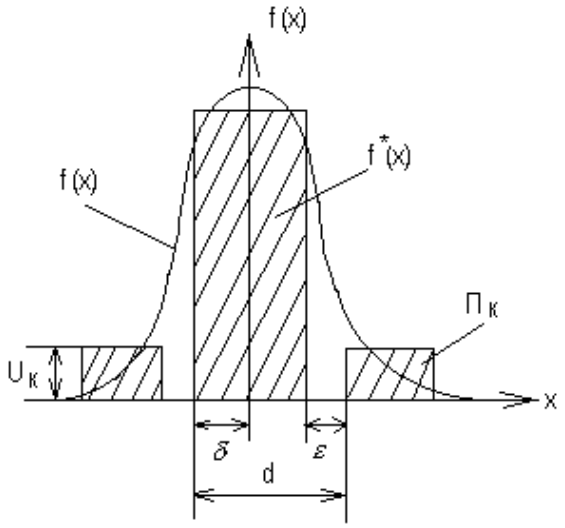


Рисунок 1 Зображення сигналу в оптичному зображенні

Як видно, функція *f*(*x*) дискретно передається на вихід ПЗЗ-регістра з періодом *d*. Її електронний аналог $f^*(x)$ на виході зображається прямокутною функцією Π_k з амплітудою $U_к$. Тоді електронне зображення відеосигналу можна надати у вигляді

$$f^*(x) = \sum_{k=-N}^{N} U_k \cdot \Pi_к \ , \qquad (1)$$

де $U_k = \frac{1}{d-\varepsilon} \int_{kd-\delta}^{(k+1)d-\delta-\varepsilon} f(x)dx$,

(2)

а $П_к = \begin{cases} 1 \ при \quad kd-\delta < x < (k+1)d-\delta-\varepsilon; \\ 0 \ при \quad x < kd-\delta; x > (k+1)d-\delta-\varepsilon. \end{cases}$

(3)

Тут прийнято: $2N$ – кількість комірок у ПЗЗ-регістрі і, якщо $\delta = \frac{d-\varepsilon}{2}$, то $U_k = U_{-k}$.

Знайдемо спектри просторових частот функцій *f(x)* і $f^*(x)$, скориставшись відомим перетворенням Фур'є.

Тоді

$$F(\omega_x) = \int_{-\infty}^{\infty} f(x)e^{-j\omega_x x}dx \tag{4}$$

– спектр просторових частот ω_x оптичного зображення.

Умови оптимальної фільтрації вибираємо зі співвідношення

$$\Phi(\omega_x) = \frac{F^*(\omega_x)}{F\ (\omega_x)}, \tag{5}$$

де $F^*(\omega_x)$ – спектр просторових частот (ω_x) для електронного зображення $f^*(x)$.

З урахуванням виразів (3.1) і (3.2) визначимо спектр $F^*(\omega_x)$ через перетворення Фур'є

$$F^*(\omega_x) = \int_{-\infty}^{\infty} \sum_{k=-N}^{N} U_k П_k e^{-j\omega_x x}dx. \tag{6}$$

Переходячи до меж інтегрування в межах *k*-ї комірки ПЗЗ і з урахуванням підсумовування по *k* комірках при незмінному рівні заряду в конкретній комірці, одержимо

$$F^*(\omega_x) = \int_{kd-\delta}^{(k+1)d-\delta-\varepsilon} \sum_k U_k e^{-j\omega_x x}dx = \sum_k U_k \int_{kd-\delta}^{(k+1)d-\delta-\varepsilon} e^{-j\omega_x x}dx. \tag{7}$$

Рішення (7) можливо заміною змінних вигляду

$$z = -j\omega_x x; \quad dz = -j\omega_x dx; \quad dx = -\frac{dz}{j\omega_x} = j\frac{dz}{\omega_x}$$

і обчисленням інтегралу вигляду $\frac{i}{\omega_x} \int_{kd-\delta}^{(k+1)d-\delta-E} e^z dz$.

Після відповідних перетворень одержимо спектр електронного зображення

$$F^*(\omega_x) = \int_{-\infty}^{\infty} \sum_k U_k Ї^{-j\omega_x X}dx = \frac{i}{\omega_x} e^{j\omega_x\delta}\left(e^{-j\omega_x(d-\varepsilon)} - 1\right)\sum_k U_k e^{-j\omega_x kd}. \tag{8}$$

Оскільки у даних приладах доцільно використовувати метод вибрання-збереження, тобто ґратчаста функція перетворюється в прямокутну на всьому інтервалі *d*, то і вихідний сигнал U_k запам'ятовується і на проміжку ε. Тоді (8) перетвориться до вигляду

$$F^*(\omega_x) = \frac{i}{\omega_x} e^{j\omega_x\delta}(e^{-j\omega_x d} - 1)\sum_k U_k e^{-j\omega_x kd}. \tag{9}$$

Оскільки $\omega_x\delta << 1$ і $\omega_x d << 1$, то $e^{j\omega x\,\delta} \approx 1$, а $e^{-j\omega x\,\delta} \approx 1 - j\omega_x d$, з урахуванням, що $e^{-x} = 1 - x + \ldots$, тоді спектр електронного зображення одержимо у вигляді

$$F^*(\omega_x) = d\sum_k U_k e^{-j\omega_x kd} = S(\omega_x)e^{-\gamma\varphi(\omega_x)} = d\sum_k U_k \cos(\omega_x kd) - jd\sum_k U_k \sin(\omega_x kd), \tag{10}$$

модуль якої

$$S(\omega_x) = d\sqrt{\left[\sum_k U_k \cos(\omega_x kd)\right]^2 + \left[\sum_k U_k \sin(\omega_x kd)\right]^2}, \quad (11)$$

а аргумент

$$\varphi(\omega_x) = -arctg\frac{sin(\omega_x kd)}{cos(\omega_x kd)}. \quad (12)$$

Оскільки попадання зображення (мітки) у будь-яку область окремої комірки рівноймовірне, оптимальний фільтр розрахуємо для $\delta = \frac{d-\varepsilon}{2}$.

Тоді $\sum_{0=-N}^{N} \boldsymbol{U_k} = 0$, оскільки $U_k = U_{-k}$ і

$$S(\omega_x) = d\sum U_k \cos(\omega_x kd); \quad (13)$$

$$\varphi(\omega_x) = \text{arctg} = 0, \quad \text{тобто } e^{-j\varphi(\omega_x)} = 1 \quad (14)$$

і амплітудний спектр електронного зображення

$$F^*(\omega_x) = S(\omega_x) = d \cdot \sum_k U_k \cdot \cos(\omega_x kd), \quad (15)$$

а спектр оптимального фільтра

$$\Phi(\omega_x) = \frac{F^*(\omega_x)}{F(\omega_x)} = \frac{\sum_k U_k \cdot \cos(\omega_x kd)}{F(\omega_x)d}. \quad (16)$$

Розподіл оптичного зображення (мітки) у площині фотоперетворювача по межі світлотінь описується гаусівською функцією

$$f(x) = \exp\left\{-\left(\frac{x}{\Delta x}\right)^2\right\}, \quad (17)$$

де Δx – напівширина функції розподілу на рівні $\sqrt{e}$.

Спектр сигналу $f(x)$ через перетворення Фур'є

$$F(\omega_x) = \int_{-\infty}^{\infty} f(x)e^{-j\omega_x x}dx = \int_{-\infty}^{\infty} e^{-\frac{x^2}{\Delta x^2}} \cdot e^{-j\omega_x x}dx. \quad (18)$$

Рішення цього інтегралу здійснюється шляхом подвійної заміни змінних. В результаті одержуємо

$$F(\omega_x) = \sqrt{\pi} \cdot \Delta x \cdot \exp\left\{-\frac{1}{4}\omega_x^2 \Delta x^2\right\}. \quad (19)$$

Тепер, підставляючи (17) у (2), знайдемо вираз для U_k

$$U_k = \frac{1}{d-\varepsilon}\int_{kd-\delta}^{(k+1)d-\delta-\varepsilon} \exp\left\{-\frac{x^2}{\Delta x^2}\right\}dx. \quad (20)$$

Даний інтеграл обчислюється методом заміни змінних $\frac{x}{\Delta x} = z, \quad dz = \frac{dx}{\Delta x}$ з наступним приведенням до табличного інтегралу ймовірності $erfz = \frac{2}{\sqrt{\pi}}\int_0^z e^{-z^2}dz$.

У підсумку значення U_k обчислюється за формулою

$$U_k = \frac{\sqrt{\pi}\cdot\Delta x}{2(d-\varepsilon)}\left\{erf\left[\frac{(k+1)d-\delta-\varepsilon}{\Delta x}\right] - erf\left(\frac{kd-\delta}{\Delta x}\right)\right\}. \quad (21)$$

Результати розрахунків оптимального фільтра $\Phi(\omega_x)$ за формулами (16), (19) і (21) представлені на рис.2 для чотирьохфазного лінійного ФПЗЗ типу ФПЗЗ-1Л і на рис. 3 для трифазного ФПЗЗ типу ФПЗЗ-6Л.

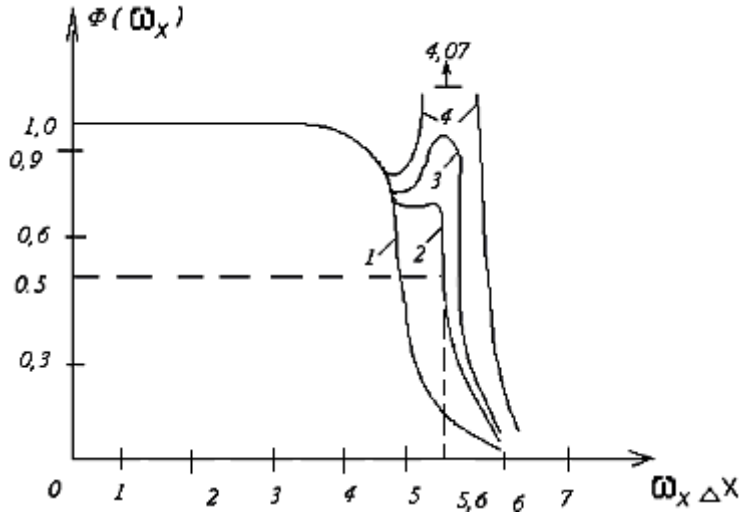


Рисунок 3 АЧХ оптимального фільтра для чотири фазної ФПЗЗ: 1- $\frac{\Delta x}{d} = 2$; 2-6; 3-9; 4-12

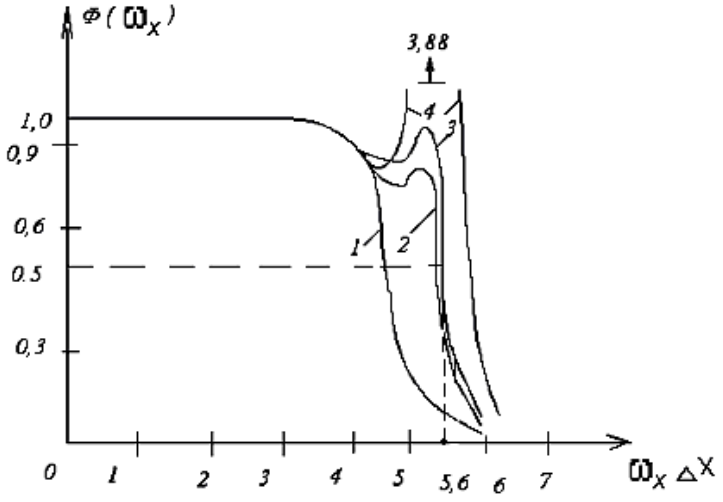


Рисунок 4 АЧХ оптимального фільтра для три фазної ФПЗЗ: 1- $\frac{\Delta x}{d} = 3$; 2-6; 3-9; 4-12

Висновки

Запропонований матеріал може бути використаний при розрахунку основних параметрів автоколіматорів з позиції оптимальної фільтрації, оцінці динамічної похибки в режимі вимірювання коливань та розробці конструктивних підходів для проектування окремих вузлів і оптичної схеми приладів.

Список літератури

1. *Краснов В.М., Кунда Н.Е., Макогон О.И.* Авторское свидетельство №162650, 1981.

УДК 535(047. 2)

А.В. Скрипець, кандидат технічних наук, професор
В.М. Краснов, кандидат технічних наук, доцент
В.В. Левківський, асистент
(Національний авіаційний університет, Україна)

МЕТОДИКА РОЗРАХУНКУ ТЕЛЕВІЗІЙНОГО АВТОКОЛІМАТОРА З ПЗЗ-ФОТОПЕРЕТВОРЮВАЧЕМ

Запропонована методика розрахунку телевізійного цифрового автоколіматора з просторовим фотоперетворювачем на матричному приладі з зарядовим зв'язком, що дозволяє візуалізувати поле зображень і спростити юстировку приладу при виробництві.

Прилад з зарядовим зв'язком (ПЗЗ) є твердотілим аналогом відикона. Тому в структурній схемі передавальної телевізійної камери (ПТК) (див. рис. 1) замість відикона треба в площині аналізу прилад

у розмістити матричний ФПЗЗ, а замість синхрогенератора СГ, що формує пилкоподібні напруги кадрового і рядкового розгорнення, установити синхрогенератор, що формує трифазні послідовності зміщених у часі імпульсів для секцій накопичення, збереження і регістра зміщення.

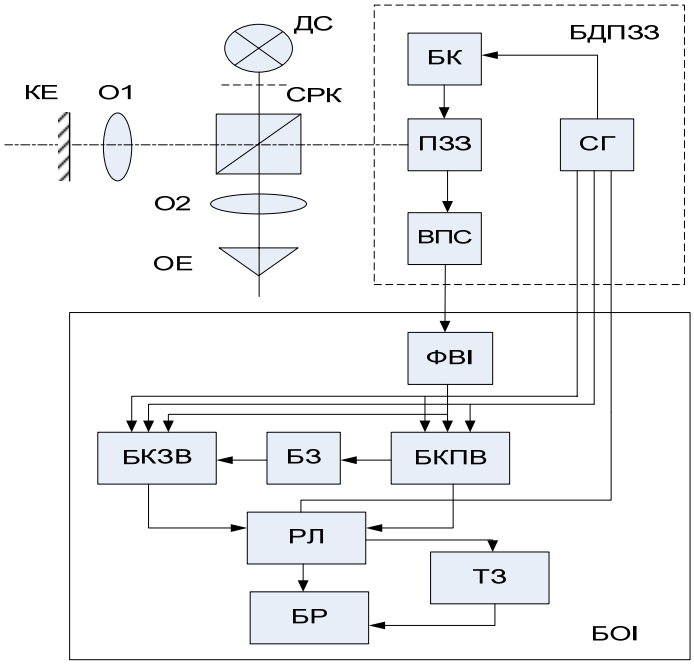


Рис.1 Функціональна схема автоколімаційного приладу керування:
КЕ – контрольний елемент; ДС – джерело світла; СРК – світлороздільний кубик; ОЕ – опорний елемент; БК – блок ключів; СГ – синхрогенератор; ВПС – відеопідсилювач; БДПЗЗ – блок датчика ПЗЗ; ФВІ – формувач відеоімпульсу; БКЗВ – блок керування зворотним відліком; БКПВ – блок керування прямим відліком; БЗ – блок затримки; РЛ – реверсивний лічильник; БР – буферний регістр; ТЗ – тригер знака; БОІ – блок опрацювання інформації

Природно, відпадає необхідність і в блоці для що в блоці фокусування та відхилення електронного пучка. Важливим параметром ФПЗЗ, що визначає роботу телевізійного АК, є фоточутливість**,** що залежить від проникної здатності полікремнієвої поверхні (електродів), коефіцієнта поглинання α, квантової ефективності η і способу засвічування. Зарядовий пакет, що накопичується під електродами ПЗЗ за час накопичення **(**інтегрування**)** під дією потоку випромінювання $\Phi_{випр}$ за умови, що використовуються всі збуджені носії, може бути розрахований за наступним виразом: $Q_{рп} = q \cdot \Phi_{випр} \cdot \eta \cdot t_н \cdot S_е$, (1)

де q – заряд електрона; η – квантовий вихід; $t_н$ – час накопичення**;** S_e **–** частина площі електрода, що сприймає потік випромінювання $Ф_{випр.}$

Тимчасовий процес накопичення заряду можна описати рівнянням

$$\frac{dQp}{dt} = qh \int_0^{Xoc(Qp)} q_{cd} + Jp(X_{oc}) \qquad (2)$$

де – $j_p(X_{oc})$ щільність потоку дірок, що дифундують у потенційну яму з підкладки (підкладка – n типу); x_{oc} – глибина збідненого шару (потенційної ями); q_c – швидкість генерації носіїв під впливом потоку випромінювання $Ф_0$, причому: $q_c = h \cdot \phi_0 \cdot e^{-\alpha x}$ (3)

Для ПЗЗ-величину h можна прийняти рівної 1. Цьому значенню відповідає фоточутливість S = 500мка/лк, а гранична чутливість при якій сигнал перевищує шуми приблизно в 2 рази для ПЗЗ складає 10^{-4} лк.с. Застосування матричних ФПЗЗ у складі телевізійного АК, дозволяє забезпечити телевізійний режим сканування полю аналізу і тим самим забезпечити візуалізацію оптичних сигналів по відеоконтрольному пристрою. Це також одне з переваг використання ПЗЗ, особливо при роботі з інфрачервоними світлодіодами в процесі юстировки і настроювання приладу. Розрахуємо основні характеристики синхрогенератора для послідовностей імпульсів у телевізійному стандарті:

– тривалість періоду напівкадрів: $T_п = 312 \cdot t_{си} = 20 \cdot 10^{-3} c,$ (4)

де $t_{си} = 64 \cdot 10^{-6} c$ – період проходження рядкових імпульсів;

– тривалість кадрово-імпульсу, що гасить, протягом якого відбувається перенос із секції нагромадження (СН) у секцію збереження (пам'яті) (СП): $t_{кг} = 24 t_{си} = 1.536 \cdot 10^{-3} c,$ (5)

– кількість інформативних рядків для матриці типу ФПЗЗ-ЗМ (при закритій від світла СП) у секції нагромадження $П_{стр} = 144$;

– період проходження імпульсів переносу зі СН у СП $T_{пер} = \frac{t_{кг}}{П_{стр}} = \frac{1{,}536^{-3}}{144} = 10{,}7 \cdot 10^{-6} c;$ (6)

– частота проходження імпульсів переносу $f_{пер} = \frac{1}{T_{пер}} = 93750 Гц;$ (7)

– тривалість періоду зчитування-нагромадження:

$$T_н = T_{сч} = 288 t_{си} = 288 \cdot 64 \cdot 10^{-6} = 18{,}432 \cdot 10^{-3} c; \qquad (8)$$

– тривалість строчного імпульсу, що гасить, протягом якого відбувається перенос рядка зі СП у регістр зчитування (обумовлений ТВ стандартом): $t_{сг} = T_{пер} = 10{,}7 \cdot 10^{-6} c;$ (9)

– інформативна тривалість рядка: $t_{инф.стр.} = t_{си} - t_{сг} = 53{,}3 \cdot 10^{-6} c;$ (10)

– частота проходження рядків (ТВ стандарт): $f_{стр} = \frac{1}{t_{си}} = 15625 \text{ Гц}$ (11)

– період проходження імпульсів у вихідному регістрі

$$t_{пер.ВР} = \frac{t_{инф.си}}{n} = \frac{53{,}3 \cdot 10^{-6}}{262} = 0{,}2 \cdot 10^{-6} \text{ с}, \qquad (12)$$

де n = 256 для середньоформатної матриці 288х256, але з топологічної конструкції для конкретного приладу ФПЗЗ = ЗМ n = 262;

– частота генератора, що задає: $F_0 = K \cdot f_{перВР} = \frac{3}{t_{перВР}} = 3 \cdot 5 \cdot 10^{-6} = 15 \text{ МГц},$ (13)

де K = 3 – коефіцієнт розподілу частоти зразкового генератора для одержання трифазної послідовності імпульсів для вихідного регістра.

Функціональна схема телевізійного АК з матричним ПЗЗ аналогічна приведеній на рис. 1. Відмінність у юстировці приладу полягає в тому, що опорна позначка 1, формована об'єктивом

O_2 від БР-180, проектується в нижню частину СН (рис. 2 а**),** а автоколімаційні зображення від дефлектора Д проектується в штрих-пунктирну зону (позначки 2,3) вище позначення 1 (рис. 2 а).

Опорна позначка «жорстко» утримується опорним елементом на лінії I-I (візирна вісь приладу).

Вимір азимутального розвороту дефлектора щодо візирної осі АК – це вимір неузгодженості шляхом підрахунку кількості осередків між центрами оптичних зображень опорного елемента (позначення 1) і дефлектора (позначення 2) в азимутальній площині з наступним перерахуванням у кутову величину.

Діаметри оптичних міток 1, 2, формованих об'єктивами O_2 і O_1 перевищують розміри ПЗЗ-осередка. Розміри рядків регламентовані розмірами ПЗЗ-осередків – по координатах *x*, *y*.

Процес обробки інформації полягає в наступному. Протягом часу T_n заряди накопичуються в тих ПЗЗ-осередках, що знаходяться під мітками 1 і 2. Протягом інтервалу $t_{кг}$ інформація зі СП (144 рядка) зрушується в СП теж у 144 рядки. У секції нагромадження починається новий цикл нагромадження, а із секції пам'яті починається порядковий висновок 144 рядків через вихідний регістр. СП (на рис. 2 а заштрихована), тобто закрита від світла Інформація на виході ПЗЗ, являє собою шумовий сигнал (рівень темного), на тлі якого з'являється не аналоговий відеоімпульс (сплеск), а відеосигнал дискретної (гребінчастої) форми. Ширина й амплітуда гребінки пропорційні кількості освітлених осередків ПЗЗ і величині нагромадження у них зарядів. Далі обробка інформації може виконуватися без будь-якої вторинної обробки форми відеоімпульсу.

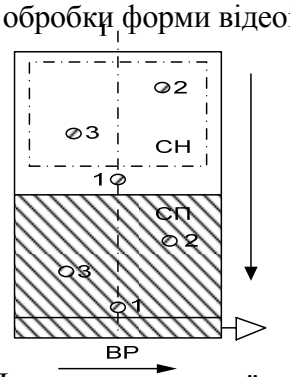


Рис. 2.а Положення опорної позначки 1 і автоколімаційних позначок 2,3 у секції накопичення

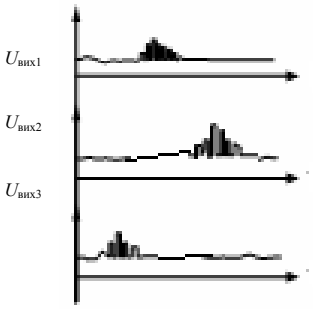


Рис. 2б. Відеосигнал на виході ПЗЗ

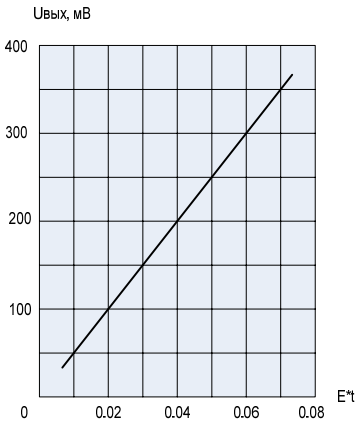


Рис. 3 Світлова характеристика на матриці ПЗЗ А-1018

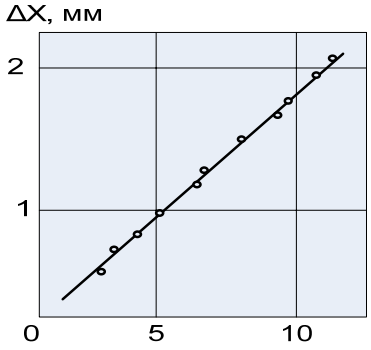


Рис 4 Позиційна характеристика фотоелектричного аналізатора
——— розраункова
∘ ∘ ∘ експериментальна

Якщо амплітуда відеоімпульсу перевищує поріг спрацьовування ФВ, то з виходу БУПС надходить потенціал, пропорційний часу t_1 від моменту спрацьовування ФВН до появи

рядкового імпульсу. У результаті в РСЧ у режимі додавання запишеться число: $N_1 = \frac{t_1}{\tau_p}$,

(14)

де t_1 – період проходження імпульсів зрушення вихідного регістра ПЗЗ.

Одночасно потенціал з БУПС надходить на БЗ, тривалість затримки якого вибирається з умови: $t_з = \left(\frac{h_M}{K_{стр}} + 2...3 \right) t_{си}$ (15)

де h – висота влучні; $K_{стр}$ – розрахункова кількість рядків у мітці; $t_{си}$ – період проходження рядкового імпульсу; 2...3 – запас на розфосовку позначення.

У реверсивний лічильник запишеться число N, тільки від відеоімпульсу першого дотичного рядка, а на відеоімпульси наступних рядків лічильник не реагує. Через час $t_з$ з виходу БЗ надходить потенціал дозволу на БУОС. Якщо в поле аналізу є автоколлимационное зображення 2 або 3, то перший дотичний рядок до цього зображення сформує відеоімпульс. А якщо амплітуда відеоімпульсу перевищить поріг спрацьовування ФВН, то запуститься БУОС і сформує інтервал t_2 від моменту появи відеоімпульсу до появи СИ, і в реверсивний лічильник у режимі вирахування запишеться число: $N_2 = \frac{t_2}{\tau_p}$.

(16)

Процес вирахування закінчується приходом рядкового імпульсу. Після цього БУОС на. відеоімпульси наступних рядків у даному кадрі не реагує.

БУПС і БУОС у вихідний стан установлюються черговим кадровим імпульсом.

Таким чином, при аналізі за час кадру $T_к$ одержуємо неузгодженості:

$+\Delta N = N_1 - N_2$, якщо $t_2 < t_1$; $-\Delta N = N_1 - N_2 + 1$, якщо $t_2 > t_1$,

де $-\Delta N$ – неузгодженість у додатковому коді.

Кутовий еквівалент при малих кутах неузгодженості отриманого коду визначається по формулі: $\pm\Delta\alpha = \pm\Delta N \cdot \Delta\varphi$, (17)

де $\Delta\varphi$ – кутова ціна осередку ПЗЗ, кут. сек. $\Delta\varphi = \frac{\Delta x \cdot \rho}{2f}$, (18)

де Δx – лінійний розмір осередку в азимутальному напрямку; f – фокусна відстань об'єктива O_1; $\rho = 206265$ – кількість кутових секунд у радіані.

Розглянута схема працює й у «нульовому» режимі. При цьому знак неузгодженості, формований схемою визначення знака СОЗ, фіксується у виді команд «Уліво», «Вправо».

Розглянемо найважливіші характеристики приладу: мінімальний світловий потік F_{min}; діапазон кутових вимірів; очікувані погрішності виміру кутів.

Величину необхідного світлового потоку оцінимо, виходячи з умови одержання максимального вихідного сигналу $U_{вих\ мах,}$ скориставшись світловою характеристикою матричного ПЗЗ (рис. 3). З характеристики випливає, що для одержання максимального вихідного сигналу необхідна експозиція О,1лк.с. Тоді за час нагромадження $t = 20 \cdot 10^{-3}$ с освітленість у зображенні міток 2 або 3 повинна складати: $E = \frac{H}{t_н} = \frac{0{,}1}{20 \cdot 10^{-3}} = 5$ лк,

(19)

а світловий потік $F_{\min} = E \cdot S = 1.35 \cdot 10^{-9}$ лм,

де S – площа оптичного зображення під електродом нагромадження, рівна $2{,}7 \cdot 10^{-10}$м^2.

Задаючи фокусну відстань автоколімаційного об'єктива O_1 по формулі (20) одержимо ентропію (невизначеність), виражену в кутових секундах за рахунок дискретної структури матричного фотоперетворювача, який і буде визначатися, в основному, максимальна похибка виміру.

Для конкретного приладу типу ФПЗЗ-ЗМ при фокусній відстані об'єктива f = 298,3 мм ця величина складе 7,25" (кут. сек.).

Діапазон виміру кутових неузгодженостей визначається лінійними розмірами фотоперетворювача. При 256 фоточуттєвих елементів в азимутальній площині і розмірі ПЗЗ-елемента 0,021мм діапазон виміру кутових неузгодженостей складе ± 15 кут. хвилин.

Позиційна характеристики ПЗЗ-аналізатора практично лінійна і визначається технологічними похибками виготовлення осередків, що не перевищують 0,2- 0,5мкм (рис. 4). Теоретична позиційна характеристика розраховувалась по виразу: $\Delta x = f \cdot tq2\alpha$, (20)

де Δx – лінійне переміщення штриха; α – кут розвороту дефлектора.

Експериментальні значення отримані при вимірах за допомогою теодоліта ТБ-3 із дзеркальною насадкою, використовуваної як дефлектор. У процесі експерименту ПЗЗ-матриця типу ФПЗЗ-ЗМ працювала в телевізійному режимі з кадровим переносом. Секція збереження (пам'яті) була закрита непрозорою діафрагмою. Стан СН візуалізувалось по ВКУ з одночасною якісною оцінкою опорного і робочого штрихів, а також розъюстировки в процесі роботи приладу. Проводилося дослідження впливу на роботу приладу відблисків і розподіленого світла. При цьому встановлено:

– у поле зору матриці ПЗЗ-відблиски від світлороздільного кубика і їхнього впливу не спостерігалися; розподілене світло, створюване джерелом світла і денним засвіченням, на точність виміру не впливає;

– збільшення світла (рівномірного) до 10 % від рівня корисного сигналу, навпаки, збільшує ефективність переносу заряду;

– азимутальна нестабільність ПЗЗ-матриці по положенню при відносному методі виміру на точність виміру не впливає;

– середньоквадратичне значення погрішності в «нульовому» режимі виміру не перевищувало 1, 5” (кут. сек.);

– відхилення обмірюваних кутових величин від заданих теодолітом ТБ-3 не перевищує кутової ціни ПЗЗ-елемента.

Крім сказаного, з'явилася можливість одночасного виміру кутів (з однаковою точністю) по двох координатах.

Таким чином, розглянутий метод розрахунку телевізійного АК, що забезпечує нульовий і вимірювальний режими роботи в межах лінійних розмірів ПЗЗ без електромеханічної системи, що стежить, і датчика вал-код як по однієї, так і по двох координатах. А, тому що максимум спектральної чутливості ПЗЗ на рівні 0,9 складає λ = 0,8-0.9 мкм, то як джерело світла в таких приладах замість ламп накалювання доцільно використовувати як джерела випромінювання інфрачервоні світлодіоди з $\lambda_{изл}$ = 0,9мкм.

Висновок

Розроблена методика розрахунку телевізійного цифрового автоколіматора з просторовим фотоперетворювачем на матричному приладі з зарядовим зв'язком, дозволить візуалізувати поле зображень і спростити юстировку приладу при виробництві.

УДК 629.735.03

І.Ф. Кінащук, кандидат технічних наук,
Ф.І. Кірчу, кандидат технічних наук
(Національний авіаційний університет, Україна)

ВПЛИВ ГЕОМЕТРИЧНИХ ПАРАМЕТРІВ МІЖЛОПАТКОВОГО КАНАЛУ ДВОРЯДНИХ КОМПРЕСОРНИХ РЕШІТОК НА ЇХ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Проведені дослідження дворядних компресорних граток та визначений вплив геометричних параметрів міжлопаткового каналу на характеристики граток

Вступ

Основна тенденція розвитку сучасного компресоробудування – це розробка малогабаритних, високонапірних та високопродуктивних компресорів. Одним з підходів до вирішення такої задачі є застосування дворядних лопаткових вінців в ступенях осьового компресора.

Застосування дворядних лопаткових вінців дозволяє запобігти передчасному відриву потоку, що досягається за рахунок здування примежового шару потоком повітря, що виходить з щілинного каналу, утвореного двома лопатками. Широкого застосування дворядні лопаткові вінці набули в спрямляючих апаратах компресорів авіаційних двигунів Д-36, АИ-25, Д-30КУ, Д-30 КП, Д-30, АЛ-32Ф та інших. В цих випадках звертання до дворядних лопаткових вінців обумовлене необхідністю забезпечення великих кутів повороту потоку.

Проведений аналіз [1, 2] показав, що ступені осьового компресора з дворядними лопатковими вінцями мають більш високі значення коефіцієнту корисної дії при роботі на нерозрахункових режимах, та менші значення при роботі на розрахункових режимах порівняно з еквівалентними ступенями компресора з однорядними лопатковими вінцями. Така закономірність обумовлена збільшенням закрутки потоку та підвищеним рівнем втрат в дворядних лопаткових вінцях.

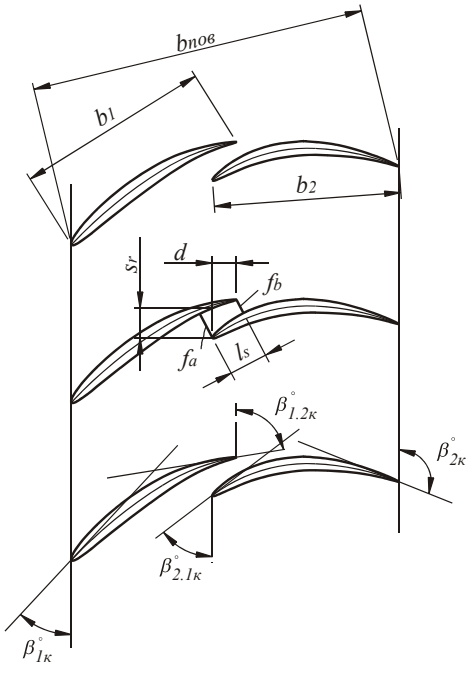
Рис. 1. Геометричні параметри дворядної компресорної гратки

1. Постановка задач досліджень

Найбільш складним питанням при проектуванні дворядних лопаткових вінців є визначення раціональних параметрів міжлопаткового каналу. Варіюючи цими параметрами можна досить суттєво впливати на характеристики ступеня компресора.

Практично всі дослідники використовують однакову конструкцію дворядної лопатки та геометричні параметри, які визначають положення та форму міжлопаткового каналу [1, 2, 3]. Зокрема, в загальному випадку дворядна лопатка представляє собою дві однорядні лопатки, які мають деяке перекриття по фронту і по осі (рис. 1).

Зміщення граток однієї відносно другої в осьовому напрямку визначається параметром d, а в окружному (по фронту гратки) –параметром s_r. Як параметри, що визначають геометричні характеристики міжлопаткового каналу дворядних граток, використовуються



наступні: f_b – мінімальна висота каналу; f_a – максимальна висота каналу; l_s – глибина міжлопаткового каналу (відстань між перерізами f_a і f_b). Параметри f_a, f_b, l_s характеризують конфузорність каналів, яка може оцінюватись величинами $k = \bar{f}_a / \bar{f}_b \bar{l}_s$ або $k' = (f_a - f_b)/l_s$, де $\bar{f}_a = f_a / b$; $\bar{f}_b = f_b / b$; $\bar{l}_s = l_s / b$.

Основними геометричними параметрами, що визначають форму лопаток та положення їх в гратці є: $\beta_{1к}$ – конструктивний кут входу лопаток; $\beta_{2к}$ – конструктивний кут виходу лопаток; $\beta_{2.1к}$ – конструктивний кут виходу першої лопатки; $\beta_{1.2к}$ – конструктивний кут входу другої лопатки; t – крок лопаток; b_1 - хорда першої лопатки; b_2 - хорда другої лопатки; $b_{пов}$ - загальна (повна) хорда дворядної лопатки.

Не зважаючи на значну кількість робіт присвячених дослідженням дворядних компресорних граток залишаються не вирішеними питання з впливу конструктивних кутів виходу з першої лопатки $\beta_{2.1к}$ та входу в другу лопатку $\beta_{1.2к}$, які формують міжлопатковий канал. Таким чином в роботі основною задачею даної роботи є визначення впливу геометричних параметрів міжлопаткового каналу $\beta_{2.1к}$, $\beta_{1.2к}$ на характеристики дворядних компресорних граток.

Проводити дослідження характеристик компресорних граток можна шляхом застосування чисельних та експериментальних методів. За допомогою чисельних методів можна в короткий час та з мінімальними фінансовими витратами визначити необхідні параметри, після чого експериментальним шляхом перевірити та уточнити отримані результати. В даній роботі використовувались чисельні методи дослідження реалізовані в розрахунковому комплексі *Fluent* .

2. Об'єкт досліджень

В якості об'єкта дослідження була вибрана компресорна гратка КР-33 (рис. 2) [3], в якій однорядні лопатки були замінені еквівалентними дворядними лопатками (рис. 1.) побудованими з симетричного гвинтового профілю ВС-10, з середньою лінією отриманою сполученням дуг двох кіл.

Повний тиск і температура перед граткою визначались за наступними співвідношеннями:

$$p_{01} = p_{ст}\left(1 + \frac{k-1}{2}M^2\right)^{\frac{k}{k-1}};$$

$$T_{01} = T_{ст}\left(1 + \frac{k-1}{2}M^2\right),$$

де $p_{ст}$ та $T_{ст}$ - статичний тиск і температура на вході в решітку, M – число Маха.

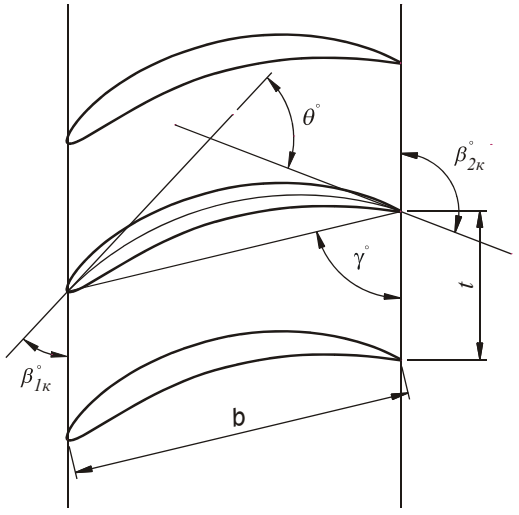


Рис. 2. Однорядна плоска компресорна гратка

На виході з решітки повний тиск та кут виходу потоку визначалися шляхом осереднення параметрів тиску потоку по кроку решітки за співвідношеннями:

$$p_{02ср} = \frac{1}{t}\int_0^t p_{02}\,dt; \qquad \beta_{2ср} = \frac{1}{t}\int_0^t \beta_2\,dt.$$

В якості основних аеродинамічних характеристик граток профілів були вибрані відносні втрати повного тиску ζ, $\zeta = 1 - \frac{p_{02ср}}{p_{01}}$,

кут повороту потоку в гратці $\Delta\beta = \beta_{2ср} - \beta_1$,

де β_1 - кут входу потоку в гратку, $\beta_{2ср}$ - осереднений кут виходу потоку з гратки,

кут відставання потоку від дотичної, проведеної через задню кромку до середньої лінії профілю, δ

$$\delta = \beta_{2k} - \beta_{2ср}.$$

Дослідження проводились при одному фіксованому куті атаки рівному 0° і числі $Re=3,5*10^5$ підрахованого по швидкості перед граткою і по хорді лопатки.

Варіювання кутами $\beta_{2.1к}$ і $\beta_{1.2к}$ здійснювалось шляхом перебудови гратки.

Основні геометричні параметри гратки, яка досліджувалась:конструктивні кути $\beta_{1k}=43°$, $\beta_{2k}=111°$, кут згину профілю $\theta = \beta_{2k} - \beta_{1k}=68°$, кут установки $\gamma=76,5°$, хорда $b=52$ мм, відносний крок гратки $t/b=0,385$.

2.1. Розрахункова модель та граничні умови

В якості розрахункової області була обрана періодична частина гратки, яка містила одну лопатку (рис. 3) на яку за допомогою програми Gambit наносилася розрахункова сітка.

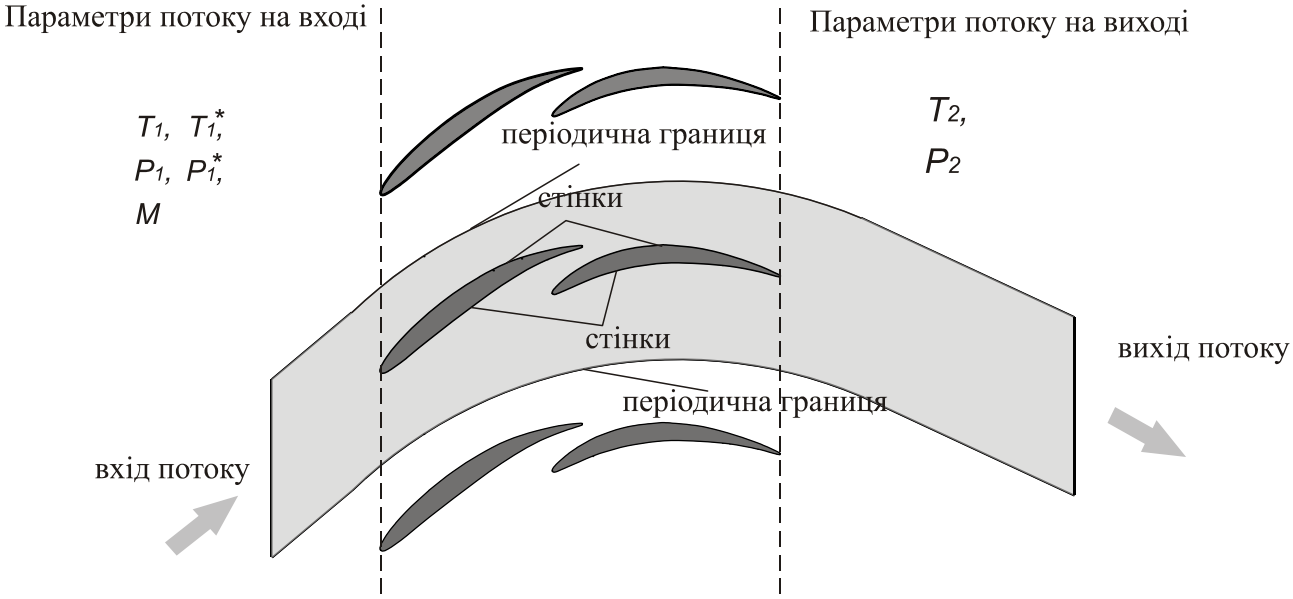


Рис. 3. Схема розрахункової області дворядної компресорної гратки

Розрахункова сітка по своїй структурі блочна і складається з структурованої сітки з чотирикутними елементами в межах примежового шару і неструктурованої сітки з трикутними елементами в усій розрахунковій зоні. Загальна кількість елементів розрахункової сітки складала в середньому від 40000 до 62000 штук, в залежності від розрахункового перерізу.

Граничні умови визначались на всіх поверхнях розрахункової області і включали умови на твердих стінках, умови на вході і на виході та періодичні умови.

Граничні умови на твердих стінках (поверхня лопаток) були визначені як умови прилипання до гладкої адіабатичної стінки.

Граничні умови на вході в гратку задавались за параметрами газового потоку, отриманими при розрахунку ступеня компресора з фіксацією статичного тиску за вхідним напрямним апаратом та статичною температурою. За числом Маха розраховувалися повний тиск та температура. При розрахунках застосовувалась модель турбулентної в'язкості $k-\omega$ Ментера

Граничні умови на виході з гратки задавались з екстраполяцією всіх параметрів потоку по параметрам на вході („вільний вихід").

На періодичних границях розрахункової області, визначались умови періодичного інтерфейсу між боковими сторонами розрахункової області гратки.

3. Результати розрахунків

Дослідження проводились при числі Маха M=0,5. Результати розрахунків характеристики гратки наведені на рис. 4, 5 у вигляді залежностей, $\zeta = f(\beta_{2.1к})$, $\delta = f(\beta_{2.1к})$, де $\beta_{2.1к}$ – кут входу другого ряду лопаток решітки.

Дослідження показали, що при незміні всіх інших геометричних параметрів компресорної решітки конструктивний кут $\beta_{2.1к}$ для даної гратки може змінюватись в межах 65,8° – 69,9°, при спробі подальшої зміни відбувається зміна максимальної і мінімальної висоти каналу - f_a і f_b.

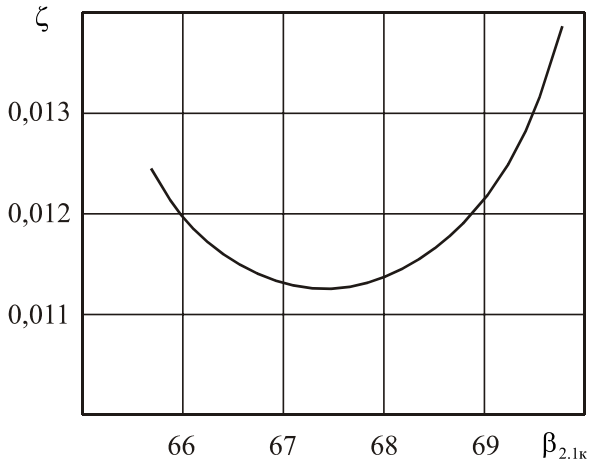


Рис. 4. Залежність втрат повного тиску від конструктивного кута входу в другий ряд лопаток компресорної гратки

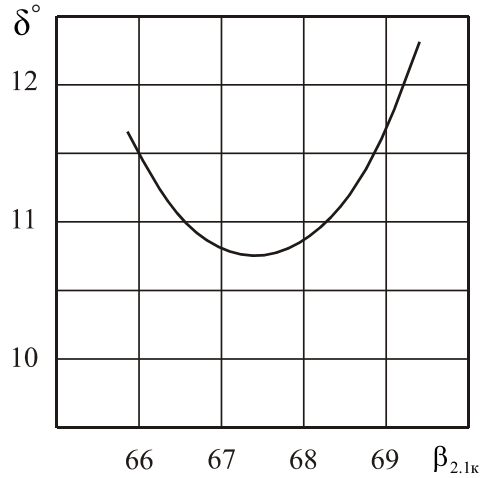


Рис. 5. Залежність кута відставання потоку від конструктивного кута входу в другий ряд лопаток компресорної гратки

З рис. 4, 5 видно, що криві мають явно виражений мінімум значення втрат і кута відставання при куті $\beta_{2.1к}$=67,3°. Зміна кута $\beta_{2.1к}$ за межі значення 67,3° приводить до зростання втрат повного тиску і кута відставання потоку.

Висновки

В результаті аналізу результатів чисельних досліджень можна прийти до висновку, що зміна конструктивних кутів $\beta_{2.1к}$ і $\beta_{1.2.к}$ приводить до зміни основних експлуатаційних характеристик компресорних граток, а також існує оптимальне значення цих кутів при якому досягається мінімум втрат повного тиску і кута відставання потоку в гратці. Таким чином при проектуванні дворядних лопаткових вінців необхідно враховувати, що конструктивні кути $\beta_{2.1к}$ і $\beta_{1.2.к}$ впливають на характеристики компресорних граток. А саме діапазон зміни втрат повного тиску лежить в межах 25%, а кута відставання потоку в межах 13,5%.

Список літератури

1. *Терещенко Ю.М.* Аэродинамическое совершенствование лопаточных аппаратов компрессоров. - М.: Машиностроение,1988. – 168с.
2. *Бунимович А.И.* Обтекание двухрядных компрессорных решёток при дозвуковых скоростях / Некоторые результаты экспериментального исследования плоских компрессорных решёток. – Труды ЦИАМ, 1957. -№ 307. – С. 16-30.
3. *Sanger N.L.* Analytical study of the effects of geometric changes on the flow characteristics of tandem-bladed compressor stators / NASA Technical memorandum, 1971. – № TN D-6264. – 60 p.

УДК 629.735.083.03.004.58:004.801.3(045)

О.Г. Кучер, доктор технічних наук,
О.С. Якушенко, кандидат технічних наук,
В.Є. Мільцов, В.М. Охмакевич
(Національний авіаційний університет, Україна)

ВИБІР КОМПОНЕНТІВ І ПАРАМЕТРІВ НЕЙРОННОЇ МЕРЕЖІ ДІАГНОСТИКИ ТРДД

У роботі розглянуто метод оптимізації компонентів та параметрів, використовуваних при створенні та навчанні нейронної мережі розпізнаванню технічного стану ТРДД. Розглянуто вибір функцій активації нейронів та методу навчання

Постановка задачі

Робота є продовженням циклу робот [1, 2]. Розв'язуються два питання в роботі: вибір методу навчання нейронної мережі і визначення типів нейронів в різних шарах багатошарової мережі. Як об'єкт дослідження вибрані статичні нейронні мережі.

Вибір алгоритму навчання нейронної мережі

У роботах [1, 2] як параметр адекватності мережі вхідним даним запропоновано використовувати величину відсотка помилок розпізнавання Δ. У випадку, якщо розглядається можливість одночасного виникнення дефектів в двох, або більше, вузлах ГТД як характеристику адекватності може бути використано відсоток грубих помилок розпізнавання $\Delta^{г}$. Цей параметр показує відсоток двигунів для яких невірно визначені всі дефекти або дефектний двигун віднесений до класу бездефектних. Детальніше метод обчислення цього параметру даний в роботі [2].

Розглянуті наступні методи навчання мережі: алгоритми сполучених градієнтів (Флетчера-Рівса (скорочена назва CGF), Полака-Рібейрі (CGP), Бієля-Пауєла (CGB)); квазіньютонові алгоритми (Левенберга-Марквардта (LM), Бройдена-Флетчера (BFG), Батіті (OSS)); градієнтний граничний алгоритм зворотного розповсюдження помилки (Rprop). Характеристика методів приведена в роботі [3].

Як тестова використана тришарова мережа структури 7 - 11 - 16. Функція активації нейрона - гіперболічний тангенс. Номер нейрона вихідного шару, що має найбільше значення, відповідає номеру розпізнаного мережею класу.

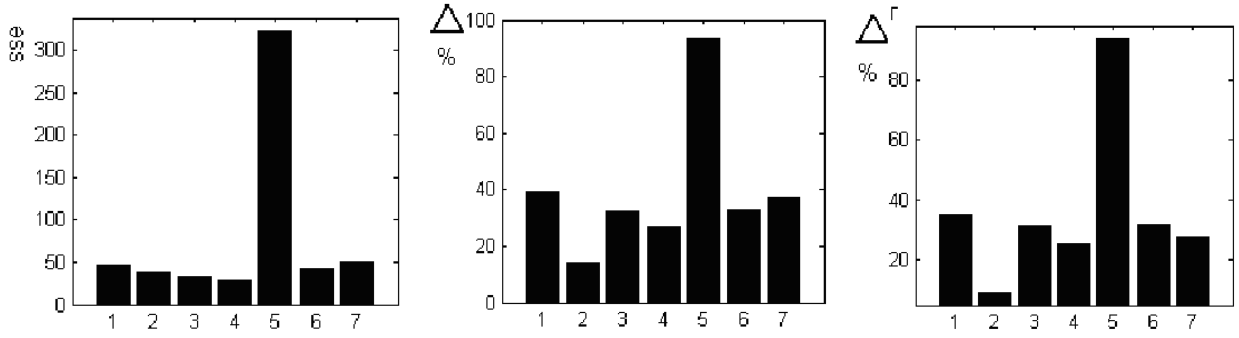
Як об'єкт контролю вибраний двигун ПС-90А [4]. Набір діагностичних даних для навчання мережі містить інформацію про 16 класів. Кожен клас був представлений 20 точками. Перші 20 точок представляють бездефектний ГТД (1 клас), з 21 по 120 - первинні класи (зміна одного з вузлів - зовнішній контур вентилятора (2 клас), компресор високого тиску (3), камера згорання (4), турбіна високого (5) і низького тиску(6)), з 121 по 320 - вторинні класи (комбінації первинних). Докладний опис учбового набору і метод його формування приведений в роботі [2].

Навчання мережі проводилося при використовуванні представлення точності навчання за критерієм суми квадратів відхилень цілей навчання від відгуку мережі: sse - представлення помилки (Sum squared error).

Навчання мережі всіма алгоритмами проводилося впродовж однакового проміжку часу. Процес навчання кожним алгоритмом був повторений кілька разів.

На рис.1 приведені результати розпізнавання учбового набору даних розглянутими методами. Як видно з рис.1 з погляду точності навчання (мінімальні значення параметрів Δ і $\Delta^{г}$) найкращі показники має метод Rprop. Крім того, слід виділити метод CGP, що показав стабільну роботу. Особливість цього методу полягає в тому, що він дозволяє також

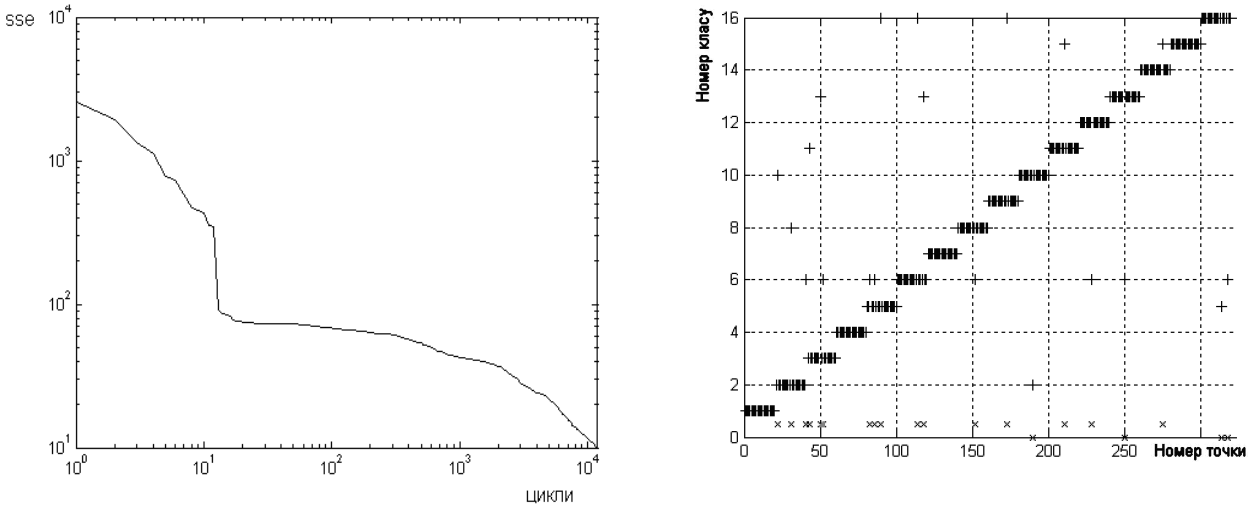
проводити багатоетапне навчання, забезпечуючи продовження навчання з місця зупинки. Ця властивість особливо важлива для визначення моменту перенавчання мережі.



а б в

Рис.1. Характеристики процесу навчання мережі і результати розпізнавання учбового набору даних при використовуванні алгоритмів: 1 - CGF, 2 - Rprop, 3 - CGP, 4 - CGB, 5- LM, 6 - BFG, 7 - OSS (а – значення параметра sse, б - значення параметра Δ, в - значення параметра Δ^{Γ} для різних алгоритмів навчання).

Для перевірки надійності роботи алгоритму CGP було проведене навчання мережі з 20 нейронами в проміжному шарі. Хід навчання і результати розпізнавання учбових даних приведені на рис.2. На рис.2.б по горизонтальній осі відкладений номер точки, по вертикальній - номер класу ТС. Мітками, розташованими на рівні 0, позначені грубі помилки, а на рівні 0,5 - решта помилок [2]. Алгоритм працює стійко і забезпечує високу точність розпізнавання учбового набору даних (Δ = 6,5%, Δ^{Γ} = 5 %).



а б

Рис.2. Результати навчання мережі (а - залежність параметра sse від числа циклів; б - результати розпізнавання навчального набору при використовуванні алгоритму навчання CGP після виконання 12000 циклів)

Вибір типів нейронів різних шарів багатошарової мережі

Вибір функції активації нейронів був проведений для тришарової мережі. Кількість нейронів в шарах була, відповідно, 7-20-16. Були розглянуті наступні типи функцій активації: лінійна (PURELIN), сігмоїдна (гіперболічний тангенс (TANSIG) і логістична (LOGSIG)) в різних комбінаціях. При цьому як базовий використовувався алгоритм навчання Полака - Рібейри (Po1ак - Ribiere) (CGP). Результати навчання мереж різної структури приведені в табл.1.

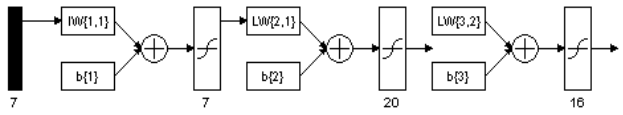
Як можна бачити з рядків 1 – 8 найбільш доцільно використовувати для вирішення задачі розпізнавання класу ТС ГТД як функцію активації логістичну функцію або гіперболічний тангенс, які забезпечують мережі найменший рівень помилок розпізнавання.

Для цих типів нейронів було проведене навчання при збільшеному до 25000 циклів часу навчання (рядки 9 – 10). При збільшенні часу навчання якість розпізнавання мережі з функцією активації типу гіперболічний тангенс поліпшувалася, тоді як для мережі, яка має логістичну функцію активації, залишалася незмінною. На рис.5 приведені результати розпізнавання учбового набору даних мережею з функцією активації гіперболічний тангенс у всіх нейронах.

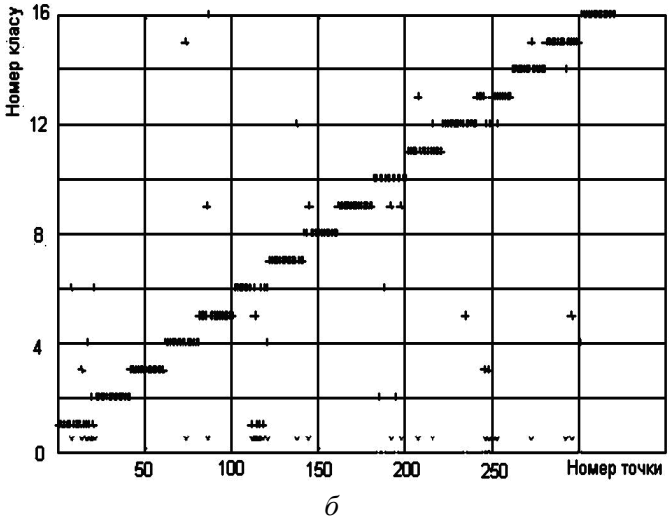
Таблиця 1

Точність навчання мереж з різними комбінаціями функцій активації нейронів

Варіант	Функції активації шарів (вхідний – проміжний – вихідний шар)	Кількість циклів навчання	Відсоток помилок розпізнавання класу ТС	
			- загальних	- грубих
1.	Tansig-tansig-tansig	1000	14.0	12.8
2.	Logsig-logsig-logsig	1000	10.5	8,4
3.	Tansig-tansig-purelin	1000	37.0	33.0
4.	Tansig-purelin-purelin	1000	40.4	38.0
5.	Purelin-purelin-purelin	1000	31.4	31.4
6.	Purelin-purelin-purelin	Комбінація: 1000 циклів з алгоритму CGP и 12 по LM (вихід за помилкою)	30.2	30.2
7.	Purelin-tansig-purelin	24295 (вихід за помилкою)	11.2	7.4
8.	Purelin-tansig-logsig	5000	46.4	38.0
9.	Tansig-tansig-tansig	25000	7.8	6.8
10.	Logsig-logsig-logsig	25000	10.5	8,4



а



б

Рис.3. Схема мережі tansig-tansig-tansig (а) і результати розпізнавання навчального набору після 25000 циклів (б)

Висновки

Представлений підхід забезпечує вибір оптимального методу навчання та оптимальну структуру нейронної мережі для розпізнавання класу технічного стану двигуна. Як функцію активації в такій мережі доцільно використовувати логістичну функцію або функцію гіперболічного тангенса, а для навчання мережі використовувати алгоритми Полака-Рібейри та градієнтний граничний алгоритм зворотного поширення помилки.

Список літератури

1. *Кучер О.Г., Якушенко О.С., Сухоруков В.Ю.* Розпізнавання технічного стану авіаційних ГТД з використанням нейронних мереж. Вісник двигунобудування: -Запорожжя: ЗНТУ, ХАІ, МоторСіч, №1, 2002. -С.101 - 106.

2. *Якушенко О.С.* Нейронні мережі для діагностування газотурбінних двигунів//Вісник НАУ.-Київ.-2004.-№ 2 (20) .-С. 67-71

3. *Медведев В.С., Потемкин В.Г.* Нейронные сети. Matlab 6 / Под общ. ред. В.Г.Потемкина. -М.: ДИАЛОГ-МИФИ, 2002. - 496 с.

4. Двигатель ПС-90А. Руководство по технической эксплуатации. В 3-х книгах. - Пермь: ПНПО "Авиадвигатель", 1990.

УДК 004.032.26(045)

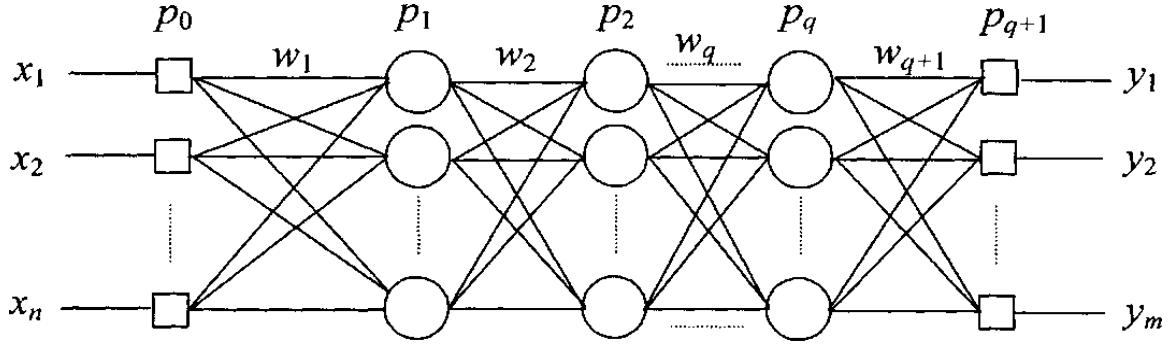
В.В. Панин, доктор технических наук,
О.П. Мазур, О.О. Нагурный
(Национальный авиационный университет, Украина)

МНОГОКРИТЕРИАЛЬНАЯ ОПТИМИЗАЦИЯ АРХИТЕКТУРЫ НЕЙРОСЕТЕВЫХ КЛАССИФИКАТОРОВ

Рассматривается постановка задачи и процедура векторной оптимизации архитектуры нейросетевого классификатора. В качестве целевой функции предложена скалярная свертка критериев по нелинейной схеме компромиссов. Используются поисковые методы оптимизации с дискретными аргументами. Приведен пример - нейросетевой классификатор для технической диагностики ГТД.

Содержание проблемы

Важной разновидностью искусственных нейронных сетей являются нейросетевые классификаторы. Они применяются для технической и медицинской диагностики, классификации различного рода информационных источников и пр. В достаточно общем случае структура *q+1* -слойного нейросетевого классификатора с прямыми связями представлена на Рис.1.[2]



Входной (рецепторный) слой — Скрытые обрабатывающие слои — Выходной(рецепторный) слой

Рис. 1 *q+1* -слойный нейросетевой классификатор

Здесь $x_1, x_2, ..., x_n$ - признаки объекта классификации, составляющие входной вектор $x = \{x_i\}_{i=1}^{n}$; $p_O = n$ - нейронных элементов в рецепторном слое; $p_1, p_2, ..., p_q$ - число нейронов в каждом из скрытых слоев; $p_{q+1} = m$ - число нейронов в выходном слое (количество классов); $y = \{y_k\}_{k=1}^{m}$ - выходной вектор нейронной сети, определяющий принадлежность объекта классификации одному из *m* классов; $w_1, w_2, ..., w_q, w_{q+1}$ - векторы синаптических весов нейронной сети.

Приведем необходимые сведения из теории нейронных сетей [1-3]. Искусственная нейронная сеть - это совокупность нейронных элементов и связей между ними. Каждый нейрон имеет группу синапсов - однонаправленных входных связей, соединенных с выходами других нейронов. Каждый синапс характеризуется величиной синаптической связи или ее весом w_i (определяется при обучении нейронной сети). Нейрон имеет текущее состояние, определяемое как взвешенная сумма его входов:

$s = \sum w_i x_i$ Выход нейрона есть функция его состояния, которая называется функцией активации: $y = f(s)$. Сигнал возбуждения или торможения посредством аксона (выходная связь данного нейрона) поступает на синапсы следующих нейронов. Функции

активации бывают пороговыми и непрерывными (биполярный сигмоид, гауссиан и пр). Множество всех нейронов искусственной нейронной сети разделяется на подмножества, называемые слоями. Слой - это множество нейронов, на которые в каждый такт времени параллельно поступают сигналы от других нейронов данной сети [2].

На выходе классификатора получается вектор функций активации

$$y = \{y_k\}_{k=1}^{m}$$

Номер j, для которого выход y_j ; имеет максимальную активность, т.е. $\max = y_k = y_j$ соответствует номеру $k \in [1, m]$ класса объекта классификации.

Количество нейронов входного слоя $p_O = n$ определяется размерностью входного вектора признаков и не подлежит изменениям. Аналогично, количество нейронов выходного слоя $p_{q+1} = m$ определяется числом областей (классов), на которые делится пространство признаков и тоже является постоянным. Количество же обрабатывающих (скрытых) слоев q и число нейронов в каждом из них $p_1, p_2, ..., p_q$ составляют понятие архитектуры [1] нейронной сети и могут служить аргументами (независимыми переменными) при ее оптимизации.

В настоящей работе ограничим исследование случаем, когда число q является фиксированным и заданным. Тогда аргументами оптимизации архитектуры нейронного классификатора являются количества нейронов в каждом из обрабатывающих слоев, составляющие вектор независимых переменных $p = \{p_j\}_{j=1}^{q}$. От выбора архитектуры p зависит качество функционирования нейронного классификатора.

Проблема заключается в таком выборе архитектуры, при котором нейронный классификатор в заданных условиях функционирования характеризуется наилучшими свойствами.

Многокритериальная оптимизация нейросетевого классификатора для технического диагностирования ГТД

В качестве примера рассмотрим в общих чертах задачу многокритериальной оптимизации архитектуры нейросетевого классификатора текстов. Система технической классификации [3] состоит из двух основных частей: частотный анализатор с анализатором параметров и собственно нейросетевой классификатор (Рис.2).

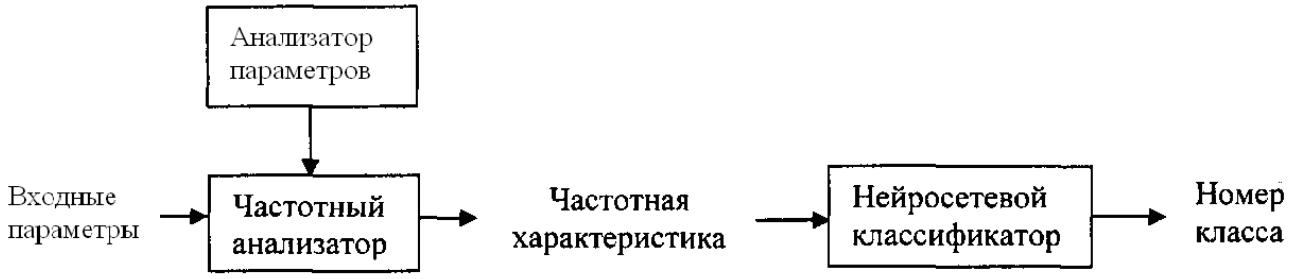


Рис.2. Система технической классификации

На вход системы поступают рабочие параметры ГТД, на выходе мы получаем названия узла двигателя, в котором произошли изменения рабочих параметров (таким образом мы получаем возможность восстановить последнее звено проточной части ГТД, в котором произошли изменения рабочих параметров и их характеристик). Дальше анализируя изменения параметров вдоль проточной части ГТД устанавливаем причину нестабильной работы двигателя.

Прежде чем приступить к оптимизации архитектуры нейросетевого классификатора, необходимо выполнить следующие этапы:

1. Определяются m классов, с которыми будет работать система.

2. Снимаются рабочие параметры с ГТД, для которого нужно провести диагностику, $t_k, k \in [1, m]$ и рабочие параметры с ГТД, который используется в качестве номинала. $t_l, l \in [1, L], L \geq m$.

3. Из всех рабочих параметров специальным образом выделяются параметры, изменения которых систематичны $v_i, i \in [1, n]$ и формируется анализатор параметров *V,* который учитывает также взаимное влияние параметров друг на друга.

4. Частотный анализатор определяет для каждого параметра v_i, что изменяется, из анализатора параметров V его частоту изменения x_i по сравнению со значениями параметров t_k . Частотная характеристика - это вектор $x = \{x_i\}_{i=1}^{n}$ признаков параметров t_k, что снимаются с ГТД, размерность которого равна количеству параметров v_i в анализаторе параметров $v_i \in V$.

Получив результаты частотного анализа параметров ГТД, можно приступать к обучению нейронного классификатора при некоторой архитектуре $p = \{p_j\}_{j=1}^{q}$ Процесс обучения нейронной сети заключается в установлении таких весовых коэффициентов ее связей $w_1, w_2, ..., w_q, w_{q+1}$, при которых максимальная ошибка сети на снятых с ГТД рабочих параметров для данной архитектуры не превышает предельно допустимое значение. Конкретные алгоритмы обучения здесь не рассматриваются. Теперь можно приступить непосредственно к процедуре векторной оптимизации. Для оптимизации архитектуры нейросетевого классификатора воспользуемся поисковым методом симплекс-планирования. Пусть для определенности число обрабатывающих слоев q =2. Тогда идею метода в непрерывном варианте можно иллюстрировать при помощи рис.3 [3].

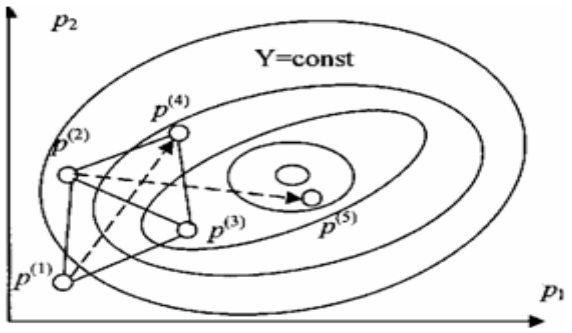


Рис.3. Иллюстрация метода симплекс-планирования

На плоскости аргументов $p_1 - p_2$ некоторой стартовой области строим исходный регулярный симплекс, который в двумерном случае представляет собой равнобедренный треугольник с вершинами $p^{(1)}, p^{(2)}, p^{(3)}$. Для каждой из трех архитектур симплекса осуществляем процесс обучения классификатора и подаем на вход серию рабочих параметров диагностированного ГТД . В каждой вершине симплекса определяем количество ошибок классификации $e^{(1)}, e^{(2)}, e^{(3)}$ при общем количестве испытаний $N = L$.

На рис.3 показана иллюстрация метода симплекс планирования. На самом деле этот метод в модификации Нелдера-Мида предусматривает адаптацию симплексов к топографии целевой функции за счет деформации многогранников, он имеет хорошо разработанное

алгоритмическое и программное обеспечение. Кроме того, нельзя забывать, что у нас имеет место случай оптимизации с целочисленными аргументами, что диктует необходимость для каждого полученного непрерывного решения p_C искать ближайшее дискретное решение p_D.

Второй, нелокальный поисковый метод несколько сложнее в реализации, но он обычно более эффективен. Метод основан на итерационном построении «плывущей» вместе с системой изменяющихся базисных точек уточняющейся по результатам эксперимента нелокальной модели *У(р)*, причем совокупность опорных точек сжимается и стягивается к точке искомого экстремума («шагреневая кожа»). На каждой итерации одновременно и взаимозависимо осуществляется как уточнение наших представлений о целевой функции в области экстремума, так и определение такой оценки аргументов экстремума, которая адекватна уровню этих представлений на данной итерации. Поэтому нелокальный метод оптимизации относится к классу дуальных и может быть назван методом дуального программирования.

Оба поисковых метода предусматривают проведение серии экспериментов. Полученные при этом экспериментальные данные могут быть использованы для построения аналитических регрессионных моделей частного критерия $f_1(p) = e(p)/L$. С помощью таких моделей можно осуществлять не поисковую, а аналитическую векторную оптимизацию архитектуры других нейросетевых классификаторов такого же вида. Если это окажется сложным, то проводится поисковая процедура, но уже с применением не натурного, а вьнислительного эксперимента, что существенно проще. Решая задачу построения регрессионных моделей, мы должны задать вид аппроксимирующей зависимости, известной с точностью до коэффициентов регрессии. Анализ задачи приводит к предположению, что с достаточной для практики точностью можно ограничиться линейной регрессией:

$$f_1(p_1, p_2) \approx (a_1 p_1 + a_2 p_2)/L$$

где a_1, a_2 - коэффициенты регрессии, определяемые по экспериментальным данным методом наименьших квадратов.

Вывод

Линейная регрессионная модель проверяется на адекватность методами математической статистики. При необходимости модель может быть усложнена. Рассмотренные методы предусматривают старт поисковой процедуры от архитектуры, которая, по мнению разработчика, находится достаточно близко к оптимальной точке. Если в процессе поиска имеет место возрастание числа нейронов в обрабатывающих слоях, то теория нейронных сетей [1] характеризует данный подход как конструктивный. При избыточном стартовом количестве нейронов подход именуется деструктивным (принцип Родена: чтобы изваять скульптуру, нужно взять целую глыбу мрамора и удалить из нее лишнее). В целом при использовании нейросетевого классификатора для технической диагностики ГТД значительно повышается надежность эксплуатации авиационной техники.

Список литературы

1. Бодянський Е.В., Руденко О.Г. Искусственные нейронные сети: архитектуры, обучение и применение. - Харьков:ТЕЛЕТЕХ, 2004,- 372с.

2. *Головко В.А.* Нейронные сети: обучение, организация и применение. - М.: ИПРЖР, 2001.- 256с.

3. *Воронин А.Н., Мосорин П.Д.,Ясинский А.Г.* Многокритериальные задачи оптимизации с дискретными аргументами// Автоматика-2000. Міжнародна конференція з автоматичного управління: Праці. – Т.1.- Львів: ДНДІІІ, 2000.-С.75-78.

УДК 621.515.2-226.2

П.І. Греков, кандидат технічних наук,
І.О. Ластівка, кандидат технічних наук,
К.І. Капітанчук, кандидат технічних наук
(Національний авіаційний університет, Україна)

ГАЗОВІ ЕЖЕКТОРИ ДЛЯ ЕКРАННО-ВИХЛОПНИХ ПРИСТРОЇВ ГТД

Надані результати експериментальних досліджень газових ежекторів для екранно-вихлопних пристроїв літальних апаратів

Вихлопний струмінь газотурбінного двигуна випромінює відповідну кількість енергії, яка регіструється в дискретній області спектра двоокису вуглецю і знаходиться в смузі довжини хвиль від 3,7 до 4,8.

Підмішування до вихлопного струменя холодного навколишнього повітря зменшує концентрацію CO_2 і температуру, що призводить до зниження помітності літального апарата. Цей спосіб нескладно реалізувати за допомогою пасивного ежектора. Об'єкт залишатиметься уразливим при відсутності екранування нагрітих поверхонь, тому що випромінювання від малої, видимої для ІЧ-пристроїв, частини металевої поверхні в охолодженому потоці за контрастом є більшим, ніж випромінювання всього неохолодженого струменя.

Основним елементом екранно-вихлопного пристрою (ЕВП) є газовий ежектор, завданням якого є охолодження вихлопних газів ГТД та зменшення шуму. В ЕВП зменшення температури вихлопних газів до необхідних величин не завжди можливо у зв'язку з ростом втрат повного тиску, що веде до зменшення потужності на валу вільної турбіни або до зростання температури газів перед турбіною компресора. Отже, при розв'язанні задачі охолодження вихлопних газів ГТД забезпечення мінімально можливих втрат повного тиску стає особливо актуальним.

Теорія класичного газового ежектора наведена в роботах [1-7]. Методи розрахунку газового ежектора згідно теорії вільного струменя наведено в роботах [8, 9]. Враховуючи складний характер течії газу в ежекторі особливо при наявності повороту потоку експериментальні дослідження стають на першочерговий план.

Метою дослідження є отримання експериментальних даних щодо визначення можливості зменшення температури вихлопних газів шляхом використання газових ежекторів з мінімально можливими втратами енергії в екранно-вихлопних пристроях літальних апаратів.

Для визначення особливостей течії газу в дійсних умовах були проведені експериментальні дослідження осьового дозвукового газового ежектора та газового ежектора з поворотом потоку на 90 град. Експериментальні дослідження проводилися на установці високого тиску в умовах холодного потоку. В установку надавалось повітря від двох послідовно встановлених нагнітачів. З метою забезпечення рівномірного поля швидкостей та тисків в аеродинамічній установці були передбачені хонейкомб та сітка для зменшення турбулізації.

Геометричні розміри заспокійливої камери та всіх інших елементів системи підводу повітря виконані згідно ГОСТ 10921-74.

Експериментальні дослідження проводилися на пристроях з осьовим входом повітря, яке ежектується (рис. 1), з поворотом потоку газа на 90 град. (рис. 2) та з ежектуванням атмосферного повітря через сопло внутрішнього контуру (рис. 3).

У всіх випадках конструкція моделей газових ежекторів дозволяла змінювати коефіцієнт ежекції за рахунок зміни площі перетину кільцевого сопла повітря, що ежектується.

Вимірювання параметрів потоку повітря проводилося за допомогою комбінованої гребінки з приймачами повного та статичного тиску, а також датчиків швидкості, повного та статичного тиску.

Система вимірювання дозволяла виконувати вимірювання наступних параметрів:

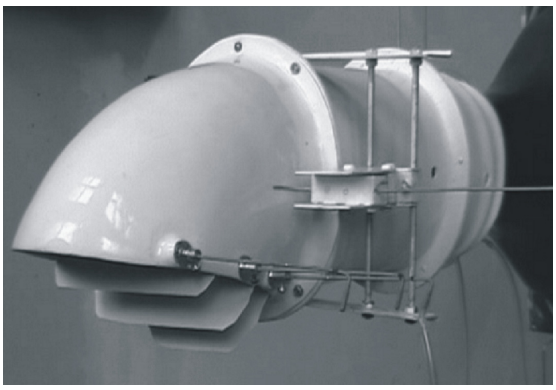


Рис.1. Загальний вигляд осьового дозвукового газового ежектора

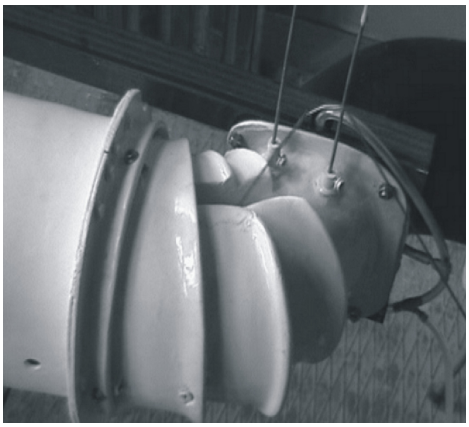
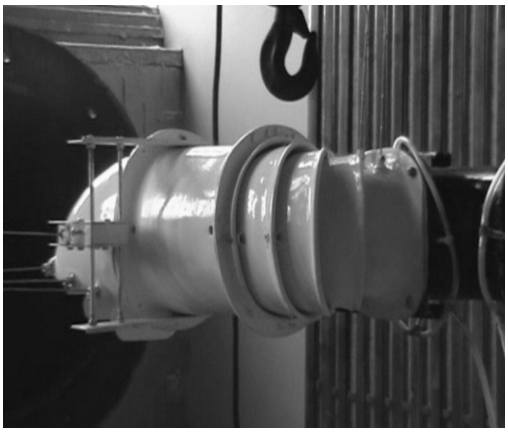



Рис.2. Загальний вигляд багатокаскадного дозвукового газового ежектора
з поворотом потоку газа на 90 град.

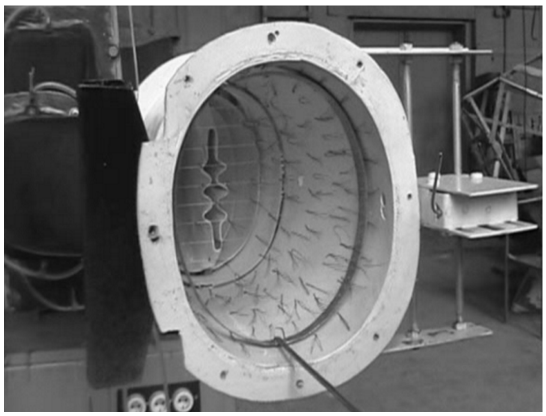
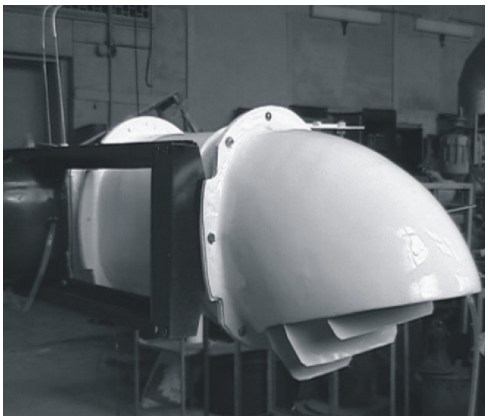



Рис.3. Загальний вигляд осьового дозвукового газового ежектора
з ежектуванням через сопло першого контуру

- повного і статичного тиску, а також повної температури на зрізі сопел ежектора;
- повного і статичного тиску, а також кутів скосу потоку в перетинах камери зміщування;
- розподіл статичного і повного тиску на виході з камери зміщування.

Система вимірювання складається з наступних основних елементів:

- приймачів повного і статичного тиску, п’ятитрубчастих зондів і шагової гребінки;
- нахиленого батарейного манометра;

- координатних пристроїв;
- еталонних лабораторних ртутних термометрів розширення.

Повний і статичний тиск на вході в ступінь вимірювався в трьох точках за радіусом приймачів тиску, що виготовлені згідно рекомендацій робіт [7...9].

В камері змішування повний і статичний тиск вимірювався за допомогою приймачів тиску, що встановлені на рухомому вздовж радіусу координатному пристрої.

У зв'язку з тим, що потік в камері змішування суттєво нестаціонарний, для вимірювання статичного тиску використовувався малочуттєвий до зміни кутів скосу приймач з протокою, виконаний згідно рекомендацій роботи [9]. Кути скосу вектора абсолютної швидкості вимірювались за допомогою п'ятитрубчатого приймача тиску, який встановлений на рухомому вздовж радіусу координатному пристрою.

Координатний пристрій має спеціальний лімб, що дозволяв визначити кут установки приймача. Це дало можливість виконати вимірювання кутів скосу потоку в горизонтальній площині нульовим методом.

Вимірювання кутів скосу потоку і статичного тиску на виході з камери змішування виконувалось за допомоги комбінованої гребінки п'яти-трубчатих зондів і приймачів статичного тиску, який встановлено на координатному механізмі, що дозволяє виконувати вимірювання параметрів за шагом одночасно в дев'яти перерізах по висоті лопаткового вінця.

Осереднення вздовж радіусу і за шагом повного тиску на виході із ступеня виконувалось за допомогою трьох шагових гребінок, що встановлені на різних радіусах за камерою змішування.

Показники значень повного і статичного тиску регіструвались за допомогою нахиленого батарейного спиртового манометра. Температура гальмування у вхідному перерізі ступеня вимірювалась за допомогою еталонного ртутного термометра с ціною розподілу 0,1 К.

Вимірювання температури виконувалось в п'яти точках і осереднювалось. За результатами досліджень були отримані залежності коефіцієнта збереження повного тиску в камері змішування газового ежектора від коефіцієнта ежекції.

При значних коефіцієнтах ежекції результати експериментальних та розрахункових досліджень значно розходяться. Це поясняється тим, що при великих значеннях коефіцієнта ежекції (більше 0,5) потік високонапірного та низьконапірного газу не встигає вирівняти параметри вздовж камери змішування і середнє інтегральне значення тиску на зрізі камери змішування значно нижче ніж у випадку повного змішування. Візуалізація течії газу в камері змішування (рис.3) підтверджує цей факт складності течії газу в камері змішування, що призводить до значних втрат енергії в дифузорі.

Відзначимо, що при збільшенні коефіцієнта ежекції зменшується також коефіцієнт збереження повного тиску при змішуванні потоків газів в ежекторі.

Отже, повний тиск суміші на виході з камери змішування завжди має меншу величину ніж повний тиск газу, що ежектує.

У загальному випадку величина втрат повного тиску на змішування потоків у газовому ежекторі і його лінійні розміри істотно залежать не тільки від перепаду тиску в соплі, форми камери змішування, величини коефіцієнта ежекції, а також і від його конструктивної компоновки.

При проектуванні ежектора важливим є правильність вибору довжини камери змішування, яка повинна забезпечити повне вирівнювання поля швидкості у поперечному перерізі суміші.

Потрібну довжину камери змішування можна істотно скоротити, якщо роздрібнити потік, що ежектує, на кілька струменів за рахунок застосування багатоконтурної пелюсткової конструкції (рис.3).

Експериментальні дослідження показали, що оптимальна довжина такої камери змішування складає величину від 2 до 3 діаметрів.

Виконання камери змішування у вигляді звужувального каналу (рис.4) забезпечує найменші втрати енергії, але з точки зору мінімізації габаритів більш доцільно її виконувати у вигляді дифузора.

Газовий ежектор із звужувальною камерою змішування в системі екранно-вихлопного пристрою потребує встановлення за ним дифузора з великим кутом розкриття, так як мають місце жорсткі обмеження щодо лінійних розмірів дифузора. Це приводить до значних втрат енергії в екранно-вихлопному пристрої.

Результати проведених досліджень і їх узагальнення показали, що величина температури суміші газів суттєво залежить від коефіцієнта ежекції газового ежектора. При зростанні коефіцієнта ежекції температура суміші газів інтенсивно зменшується.

Рис. 4. Газовий ежектор з камерою змішування у вигляді звужувального каналу

Однак, величина температури суміші обмежується значним зростанням втрат енергії при високих коефіцієнтах ежекції. При цьому мінімальна температура суміші прямо залежить від рівня втрат повного тиску в газовому ежекторі.

Висновки

Виходячи з аналізу отриманих результатів можна зробити висновок, що газові ежектори є ефективним елементом системи «двигун-літальний апарат», який може забезпечити значне зниження температури вихлопних газів, тобто знизити теплову помітність літального апарату.

Втрати повного тиску в газовому ежекторі складають до 2…5%. Вони суттєво залежать від необхідної величини коефіцієнта ежекції, параметрів на вході та на виході з ежектора.

При виборі конструктивних параметрів газового ежектора і його розрахунку необхідно користуватися його узагальненими характеристиками. Це обумовлено тим, що один і той же ежектор може працювати на різних режимах і при різних співвідношеннях початкових параметрів газу.

Список літератури

1.*Thomas A.* The Discharge of Air through Small Orifices, and the Entrainment of Air by the Us suing Jet // Philosophical Magazine. – 1922. – №263. – p. 969-988.

2. *Баулин К.Н.* Эжекторы // Отопление и вентиляция. – 1931. – №10. – 46 с.

3. *Баулин К.Н.* Исследование работы эжектора // Отопление и вентиляция. – 1933. – №2. – 30 с.

4. *Баулин К.Н.* О расчете эжекторов // Отопление и вентиляция. – 1938. – №6. – 26 с.

5. *Ханжонков В.И.* Научное наследие проф. К.Н. Баулина в области теории эжектора // Сб. Промышленная аэродинамика. – 1953. – №4. - 60 с.

6. *Абрамович Г.Н.* Прикладная газовая динамика. ч.1: Учеб. рук-во: Для втузов. – М.: Наука. – 1991. – 600 с.

7. *Абрамович Г.Н.* Теория турбулентных струй. – М.: Гос. изд. ФМЛ. – 1960. – 240 с.

8. *Абрамович Г.Н.* Прикладная газовая динамика. – М.: Гостехиздат. – 1953. – 420 с.

9. *Toulmey F.* Internal Aerodynamics of Infrared Suppressors for Helicopter Engines. // J. of the Amer. Helicopter Soc. v.33. – 1988. – №4. – p. 4-13

УДК 629.735.03:621.43.031.3.001.24 (045)

Е.В. Дорошенко, Л.Г. Марковская
(Национальный авиационный университет, Украина)

РАСЧЕТ ФЛУКТУАЦИЙ ПЛОТНОСТИ ВОЗДУХА В МЕЖЛОПАТОЧНОМ КАНАЛЕ СТУПЕНИ ОСЕВОГО КОМПРЕССОРА АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ

Проведен расчет поля флуктуаций плотности воздуха, вызванных акустической эмиссией осевого компрессора авиационного двигателя. С помощью данного расчета можно выявить распределение флуктуаций плотности воздуха вдоль поверхности лопатки.

Введение

Стремительное внедрение авиации, привело к обострению экологической проблемы шума. Техническая задача снижения шума сложная и актуальная. Решение должно быть комплексным, его частью является создание конкурентоспособного малошумного двигателя с оптимальным соотношением параметров.

Уровень шума, создаваемый газотурбинным двигателем, зависит от шума, генерируемого основными элементами двигателя: шума компрессора (вентилятора), камеры сгорания, газовой турбины и реактивного сопла.

Для изучения генерации шума очень важно уметь посчитать вклад каждой из его составляющих. Шум компрессора связан с источниками аэродинамического происхождения, которые обусловлены преобразованием части энергии потока в энергию гидродинамических возмущений.

Если рассматривать изолированную ступень осевого компрессора, то благодаря силе вязкости и сжимаемости среды, имеется ряд характерных зон, где движущиеся относительно воздушного потока лопатки, создают местные возмущения гидродинамической скорости. При двумерном течении газа с дозвуковой скоростью, к таким зонам можно отнести границы потока около профилей лопаток рабочего колеса и турбулентные следы, образующиеся за ними. В этом случае возможны два варианта возникновения гидродинамических возмущений: вращение рабочего колеса вызывает периодические пульсации скорости, поскольку движение профилей лопатки относительно фиксированной точки сечения потока эквивалентно колебательному движению тела; при вихреобразовании в пограничном слое вблизи задней кромки профиля лопатки возникают турбулентные пульсации, частота которых связана со срывом вихрей. Гидродинамические возмущения приводят к изменению флуктуаций плотности воздуха.

В статье проанализирован случай, когда возмущения гидродинамической скорости обусловлены вращением рабочего колеса. Рассматривается задача о построении поля флуктуаций плотности воздуха в межлопаточном канале ступени осевого компрессора авиационного двигателя.

Зная распределение поля флуктуаций плотности газа вдоль поверхности лопатки осевого компрессора авиационного двигателя, можно применять меры либо по улучшению конструкции двигателя, либо локально экранный метод гашения максимальной амплитуды колебаний плотности.

Изложение основного материала

Вентилятор и компрессор авиационного газотурбинного двигателя может рассматриваться с точки зрения акустики как генератор акустических колебаний, находящийся в бесконечной прямой трубе с почти однородным потоком рис. 1.

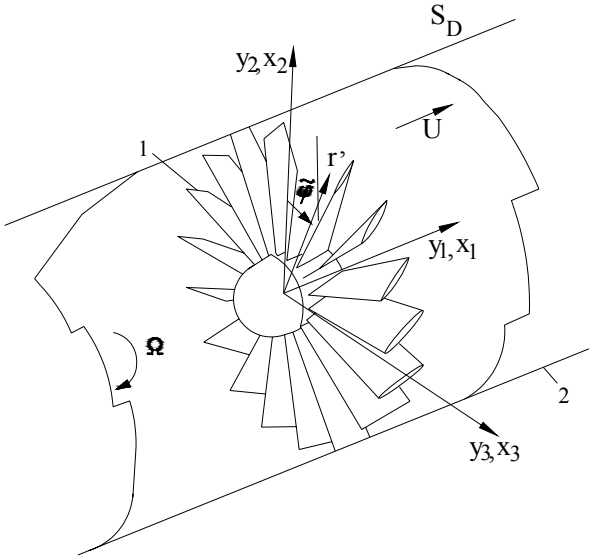


Рис. 1. Вентилятор в бесконечной трубе: 1 – вентилятор, 2 – труба

Для решения задачи об акустическом излучении локализированного источника (в данном случае лопатки осевого компрессора), находящегося в однородном потоке, можно использовать интегральное решение уравнения Лайтхилла. Уравнение Лайтхилла является прямым следствием уравнений неразрывности и сохранения количества движения. Из интегрального решения уравнения Лайтхилла следует, что флуктуации плотности могут быть описаны следующим выражением [1]:

$$\rho'(x,t)=\frac{1}{c_0^2}\int_{-T}^{T}\int_{\upsilon(\tau)}\frac{\partial^2 G}{\partial y_i \partial y_j}T'_{ij}dyd\tau+\frac{1}{c_0^2}\int_{-T}^{T}\int_{S(\tau)}\frac{\partial G}{\partial y_i}f_i dS(y)d\tau+\frac{1}{c_0^2}\int_{-T}^{T}\int_{S(\tau)}\rho_0 V'_n\frac{D_0 G}{D\tau}dS(y)d\tau \qquad (1)$$

где c_0 - скорость звука в стационарной окружающей среде; T – большой интервал времени; G - фундаментальное решение волнового уравнения для движущейся среды; T'_{ij} - тензор напряжения Лайтхилла; τ - время излучения звуковой волны; $S(\tau)$ - движущаяся поверхность; f_i - сила, действующая со стороны лопаток на поток; ρ_0 - плотность стационарного окружающего потока; V'_n и $D_0 / D\tau$ описывают изменение объема воздуха.

Пределы интегрирования для поверхностных интегралов в этом случае определяются высотой лопатки, так как при больших числах Рейнольдса генерация звука флуктуирущими напряжениями, действующими на границе трубы, вносит в звуковое поле пренебрежимо малый вклад, и на поверхности трубы V'_n=0.

Выражение (1) представляет собой сумму флуктуаций плотности. Первый член можно интерпретировать как объемный квадрупольный источник звука; второй член – дипольный источник, возникающий от флуктуирующих сил, воздействующих на поток со стороны ротора; последний член выражает генерацию звука от эффектов объемных вытеснений газа лопатками. Создаваемый эффектами вытеснения объема газа звук, при дозвуковых концевых скоростях не будет распространятся в бесконечной трубе, поэтому эта составляющая звука не включена в формулу. Доказательство пренебрежения квадрупольным источником дано в [1]. Учитывая все эти ограничения получена формула для расчета флуктуации плотности воздуха (ρ') для дипольного источника [1]:

$$\rho'(x,t)=\frac{1}{c_0^2}\int_{-T}^{T}\int_{S_F(\tau)}\frac{\partial^2 G}{\partial y_i}f_i dS(y)d\tau$$

где $S_F(\tau)$ - движущаяся поверхность лопатки.

Удобно сделать следующие преобразования: выразить силу f_i через осевую составляющую f_T и окружную составляющую f_D; ввести цилиндрические координаты источника r' и φ'; ввести функцию Грина вместе с собственными функциями; перейти от интегрирования по поверхности лопаток к интегрированию по площади A проекции лопаток на плоскость вращения компрессора. Примем, что разницей времени задержки для передней и задней поверхностей лопаток можно пренебречь, и получим формулу [1]:

$$\rho'(x,t)=\frac{1}{4\pi c_0^2}\sum_{m=-\infty}^{\infty}\sum_{n=1}^{\infty}\frac{J_m\left(k_{m,n}r'\right)e^{im\varphi}}{\Gamma_{m,n}}\int_{-\infty}^{\infty}\frac{e^{-i\left(\gamma^{\pm}_{m,n}x_1+\omega t\right)}}{k_{m,n}}\times$$

$$\times\int_A J_m\left(k_{m,n}r'\right)e^{i\left(\gamma^{\pm}_{m,n}y_1-m\varphi'\right)}\int_{-T}^{T}\left(\frac{m}{r'}f_D-\gamma^{\pm}_{m,n}f_T\right)e^{i(\omega-m\Omega)\tau}d\tau dr'd\varphi'd\omega$$

где $\gamma^{\pm}_{m,n}(k_0)=\dfrac{Mk_0}{\beta^2}\pm\dfrac{k_{n,m}(k_0)}{\beta^2}$ и $\left.\begin{array}{l}\beta=\sqrt{1-M^2}\\ k_{n,m}(k_0)\equiv\sqrt{k_0^2-\beta^2\cdot k_{m,n}}\end{array}\right\}$

M – число Маха; $k_0=\dfrac{\omega}{c_0}$ и знак плюс берется, когда наблюдатель находится выше ротора по потоку, а знак минус, когда наблюдатель находится ниже ротора по потоку; J_m - функция Бесселя порядка m; $k_{m,n}$ - координата n-го экстремума J_m; $\Gamma_{m,n}$ - гамма функция; x_1 - координата наблюдателя; ω - угловая частота; t - время прохождения звуковой волны от источника до наблюдателя; y_1 - осевая координата хорды лопатки; Ω - угловая скорость компрессора.

Для расчета была взята проекция лопатки прямоугольной формы венца осевого компрессора с 25 лопатками и длиной лопатки 17 см; время излучения - 60с; угловая частота - в диапазоне звуковых частот воспринимаемых человеческим ухом от 20 до 20000 Гц; расстояние от источника до наблюдателя – 1м; угловая скорость компрессора – 28000 об/мин. В расчете были использованы результаты эксперимента [2]. Расчет производился вдоль радиуса проекции лопатки с шагом 1 см, для m= -3 до m= +3 для n=10.

Результат представлен в табл. 1.

Таблица 1

Распределение флуктуаций плотности на профиле лопатки

Расчетный участок проекции лопатки вдоль радиуса от r_1 до r_2		Флуктуации плотности, ρ', кг/м^3
r_1, м	r_2, м	
0,11	0,12	-0,135+0,278i
0,12	0,13	0,244-0,17i
0,13	0,14	-0,018+0,127i
0,14	0,15	-0,007199-0,207i
0,15	0,16	- 0,788+0,277i
0,16	0,17	0,183-3,603i

Поле упругих колебаний в общем случае имеет комплексный характер, причем реальная составляющая поля - волны продольные, а мнимая – поперечные [3]. А так как нас интересуют именно амплитуда поперечных колебаний, то для визуализации поля флуктуаций будем использовать только действительные части комплексного значения плотности. Распределение поля флуктуаций плотности на профиле лопатки осевого компрессора изображено на рис. 2 с помощью цветовой линейки (рис.3).

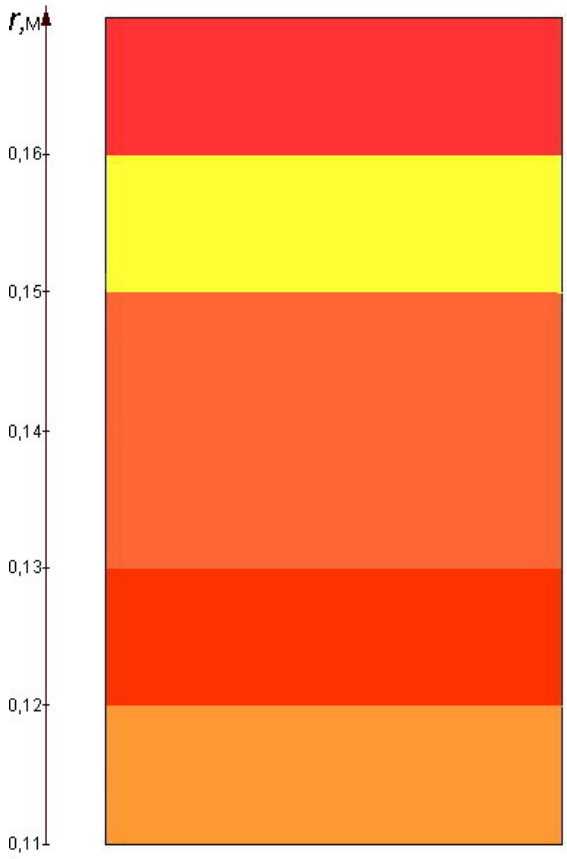


Рис. 2. Поле флуктуаций плотности на профиле лопатки осевого компрессора

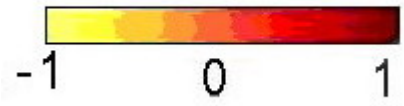


Рис.3. Цветовая линейка

Вывод

Дипольная модель поля флуктуаций, представленная в статье, очень упрощена, в связи с громоздкими уравнениями и большим количеством операций для проведения более глубокого исследования. Расчет показывает, что в концевой и прикорневой зонах лопатки наибольшая амплитуда колебаний плотности воздуха. Для получения более детального поля флуктуаций плотности необходимо создание компьютерной программы, в которой будут учитываться флуктуации плотности от источников, которыми мы пренебрегли в расчетах, представленных в статье.

Список использованной литературы

1. *Голдстейн Е.* Аэроакустика, - М.:«Машиностроение», 1981.- 295с.

2. http://www.sapr.ru/ САПР и графика №4'2005 «Газодинамический расчет первой ступени экспериментального двухступенчатого компрессора с использованием программного комплекса CFX» *Воронич И., Ивчик Л., Коньшин В., Ткаченко В.*

3. http://www.newgeophys.spb.ru/ru/article/imaginary_field/ «О смысле мнимости в акустике» *Гликман А.*

УДК 622.692.4.052(045)

М.С. Кулик, доктор технічних наук,
О.А. Тамаргазін, доктор технічних наук
(Національний авіаційний університет, Україна)

ПРОБЛЕМИ БЕЗПЕЧНОЇ І ЕФЕКТИВНОЇ ЕКСПЛУАТАЦІЇ СУЧАСНИХ ТРУБОПРОВІДНИХ ТРАНСПОРТНИХ СИСТЕМ

Розглянута історія формування та сучасний стан магістральних продуктопровідов Росії і України. Особлива увага приділена виявленню основних проблем реновації, технічного обслуговування та ремонт старіючих трубопроводів.

Магістральний транспорт пройшов значний шлях еволюції від його теоретичного обґрунтування в 1863 році Д.І.Менделєєвим, який першим запропонував ідею використання трубопроводу при перекачуванні нафти та нафтопродуктів, пояснив принципи будівництва трубопроводу і представив переконливі аргументи на користь даного виду транспорту до утворення величезних корпорацій "Главтрансснафта" і ExxonMobil Corp., від проекту В.Г.Шухова 1878 р. "Балаханське родовище – НПЗ Баку", довжиною всього 12 км і діаметром труби 75 мм до таких гігантів як система МНП "Дружба-І, ІІ" (5500 і 4500 км, діаметр труби 529…1200 мм), Трансаравійський-І, ІІ МНП (1200 і 1210 км, діаметр труби 787…1200 мм), Трансаляскінський МНП (1280 км, діаметр труби 1200 мм.) [1].

Зародження системи магістральних трубопроводів нерозривно пов'язане з історією відкриття і розробки родовищ нафти та газу. На рубежі XI-XX століть розробка родовищ Кавказу і Закавказзя зажадала спорудження трубопроводу Баку-Батумі (1896-1906 рр.), довжиною 833 км і діаметром труби 200 мм для перекачування 900 тисяч тонн гасу на рік; трубопроводу Махачкала-Грозний (1913-1914 рр.), довжиною 162 км і діаметром труби 200 мм для перекачування 700 тисяч тонн нафти на рік. Ключовою датою в історії розвитку трубопровідної системи СРСР вважається 17 березня 1920 року. Після закінчення Громадянської війни була проведена реконструкція трубопроводів, побудовані нові магістралі на Кавказі, уведені в експлуатацію нафтопроводи Емба-Саратов, Сабунчі-Баку, Хадіженск-Туапсе, Махачкала-Грозний, Баку-Батумі (834 км, діаметр труби 250 мм, 13 НПС), Грозний-Туапсе, Гурьєв-Орськ (709 км, діаметр труби 300 мм). Народження такого феномена, як система магістральних продуктопроводів СРСР стало можливим тільки в радянській економіці з можливістю концентрації величезних ресурсів для її спорудження.

Подальші успіхи в розвитку трубопровідного транспорту в РСРС були пов'язані з освоєнням родовищ Башкирії, Татарстану і Самари. В 1936 році був побудований перший підземний нафтопровід Ішимбай-Уфа, довжиною 168 км і діаметром труби 300 мм для перекачування нафти з перших шпар "другого Баку" на Уфимський НПЗ. До Другої світової війни загальна довжина системи магістральних трубопроводів СРСР становила 4100 км, 70% яких застосовувалися для перекачування сирої нафти. Наприкінці 40-х років у міру освоєння нафтових родовищ Башкирії, Татарстану, Самари, Пермі та Оренбурга, а також родовищ Північного Кавказу почалося активне будівництво магістральних нафтопроводів.

Початок 50-х років вважається періодом інтенсивного видобутку нафти у Волго-Уральському районі. Для перекачування сирої нафти були побудовані нафтопроводи: Туймазі-Уфа-2 і 3, Бавлі-Куйбишев-1 і 2, Туймазі-Омськ, Ромашкіно-Куйбишев, Шкапово-Ішимбай, Куйбишев-Саратов, Субханкулово-Азнакаєво-Альметьевськ, Муханово-Куйбишев, Омськ-Татарськ, Ішимбай-Орськ та інші. З розвитком нових нафтових родовищ і зростання виробництва з'явилися передумови для створення принципово нових методів для перекачування нафти і нафтопродуктів, а також сучасного устаткування. Відмінними рисами того періоду можна вважати застосування нових систем телемеханіки і зв'язки. Таким чином, до 60-х років основний розвиток одержали об'єкти магістрального транспорту в головних районах видобутку нафти – Закавказзя та Урало-Поволжя. З кінця 60-х років створюється система транзитних магістральних трубопроводів, першим з яких був нафтопровід Туймазі-Омськ-

Новосибірськ. Розробка родовищ Західного Сибіру став початком розширення мережі магістральних трубопроводів. З переміщенням видобутку нафти до Західної Сибірі відбувається все більше географічне розмежування в розміщенні видобутку і переробки нафти. Орієнтація зовнішньої торгівлі на продаж енергоресурсів вимагала розвитку транспортних засобів, які б забезпечували доставку вуглеводної сировини з родовищ до західної границі. З'явилися трубопроводи великої довжини і великих діаметрів. У той період було побудовано 40 нафтопроводів діаметрами труби до 1000 мм: Туймазі-Омськ-2 і 3, Горькій-Рязань-1, Калтасі-Язіково-Ішимбай, Альметьевськ-Куйбишев-1 і 2, Альметьевськ-Горькій-2 і 3, Тихорєцьк-Туапсе, Малгобек-Тихорєцька, Ярославль-Кіріші, Узень-Гур'єв та інші. Першими великими нафтопроводами, що забезпечують транспорт нафти із Західного Сибіру, стають нафтопроводи: Усть-Балик-Омськ, Александровське-Анжеро-Судженськ, довжиною понад 1000 км кожне. В 1964 році був зданий в експлуатацію магістральний трубопровід "Дружба", загальною довжиною 4665 км (з них 3004 км по території Росії) і діаметром 1200 мм, по якому нафта Татарії та Поволжя стала надходити до Чехословаччини, Польщі, Угорщини і Східної Німеччини. У цей же період виникає проблема оперативного керування, підвищення ефективності експлуатації та капітального ремонту трубопроводів, введених у експлуатацію в післявоєнний час. На початку 60-х років сумарний обсяг ремонтних робіт на трубопроводах складав усього 30 км на рік. Відмінною ознакою початку 70-х років стали високі темпи будівництва нафтопроводів. Будуються наддалекі транзитні магістральні нафтопроводи діаметрами 1000 і 1200 мм. У цей період було прокладено більше 3500 км сучасних підземних трубопроводів з діаметрами труби 720, 1220 мм. Їхня частка склала 70% від загальної довжини системи магістральних трубопроводів, а вантажообіг – 85% сумарного вантажообігу. Контроль над всіма магістральними трубопроводами які перебувають в експлуатації, так і на стадії будівництва здійснювало Міністерство нафтової промисловості СРСР.

Після розділу трубопроводів при розвалі СРСР адміністративно система магістральних трубопроводу в Росії знаходиться під керівництвом трьох державних компаній – Акціонерної компанії "Транснафта", Російського акціонерного товариства Газпром, Акціонерної компанії "Транснафтопродукт". Сьогодні АК "Транснафта" – це 11 регіональні управлінь, 46 800 км трубопроводів, 395 насосних станцій, 868 резервуарів загальною ємністю 12,7 млн. $м^3$, сервісні та спеціалізовані підприємства. Магістральні нафтопроводи акціонерної компанії забезпечують транспорт 99,5% нафти, що добувається в Росії, (301,1 млн. т нафти та газового конденсату з родовищ Росії, Казахстану і Узбекистану), з них 56% обсягу перекачується за межі Росії на експорт. Трохи скромніше показники АК "Транснафтопродукт" – 20 020 км трубопроводів, 100 насосних станцій, 10 пунктів перевалки на залізниці, 267 нафтобаз, резервуарний парк 4,8 млн. $м^3$, 15 НПЗ. Існуюча система магістральних продуктопроводів РФ побудована в основному в 50…60-ті роки. Зношування основних фондів становить 63%, лінійної частини – 68%. Однак, є й інша проблема сучасного трубопровідного транспорту, яка найбільш суттєво проявляється в економіці Росії. СРСР – лідер з виробництва сталевих труб з 1960 р., що не виключало масові їхні закупівлі закордоном – Mannesmann Line Pipe Gmb (Німеччина), Nippon Steel Corp., Kawasaki Steel Corp. (Японія) та у інших компаній. У той час, як з 1980 р. споживання сталевих труб стало скорочуватися практично у всіх розвинених країнах світу, у СРСР споживання їх досягло 24 млн. т. у 1990 р. Це більше, ніж споживалося в США, Японії, Німеччини, Англії, Італії й Франції разом узятих.

З початком перебудови економіки та розвалу СРСР виробництво труб і металу для них різко скоротилося. Більшість виробничих потужностей залишилася за межами Росії, переважно на території України. У нових економічних умовах виробникам вигідніше стало експортувати, чим виготовляти труби великого діаметра. Трубопроводи, що старіють, вимагають все більших витрат для їхньої реновації. Російська промисловість задовольнити зростаючі потреби вже не в змозі. Однак, платоспроможний попит набагато скромніший. Система магістральних нафтопроводів є природною монополією і перебуває в державній власності та повністю контролюється державою. Контроль здійснюється за допомогою встановлення цін (тарифів) на транспортні послуги, розподілом прав доступу до експортних нафтопроводів,

узгодження інвестицій у нафтопровідний транспорт, що також впливають на тарифи. З 11 січня 2001 р. діє двоставочний тариф, встановлений Федеральною енергетичною комісією РФ. Перша ставка за перекачування нафти – 2,16…6,56 руб./100 т·км. Друга ставка за послуги "Транснафти" по диспетчеризації поставок на НПЗ Росії та СНД – 0,0062...0,1319 руб./100 т·км. У той час як сама оптимістична оцінка експертів Німеччини (Technical University of Karlsruhe) і Австрії (Mining University of Leoben) собівартості перекачування нафти по трубопроводах коливається в межах 4…13 USD/1000 т·км. Порівнюючи засоби, які направляють на капітальний ремонт і реконструкцію (АК "Транснафта" – 40%, MOL – 30% виторгу від реалізації послуг) можна відзначити різницю майже на порядок – 0,031…0,085 і 0,12…0,39 USD/100 т·км [2]. У результаті, при щорічній потребі АК "Транснафти" у заміні 2500…7500 км трубопроводів відновлює не більше 1500 км/рік, що становить трохи більше 3% довжини, причому лише третина з них – із заміною труб. При таких темпах реконструкції старіння системи магістральних трубопроводів неминуче. Термін служби більше двох третин нафтопроводів перевищує 20 років, саме після цього строку неминучі циклічні навантаження в процесі перекачування починають впливати на метал стінки труби. Більше 70% загальної довжини системи магістральних трубопроводів, що забезпечують 85% вантажообігу, припадає на транзитні магістральні трубопроводи, що виконують експортні поставки, які в основному були споруджені в період 1960…1990 рр. На реконструкцію цієї системи із заміною зношених труб у сучасних економічних умовах буде потрібно не менший термін.

Низький рівень аварійності 0,06 аварій/1000 км/рік зараз пояснюється як успіхами діагностики труб, проведеної Відкритим акціонерним товариством Центром Технічної Діагностики "Діаскан", розробкою сучасних методик оцінки залишкового ресурсу та капітального ремонту, так і зниженням завантаження системи в цілому. Середнє завантаження трубопроводів становить 45%. У той час як експортні напрямки завантажені на 70…80%, частина регіональних трубопроводів взагалі експлуатується періодично. Однак, з віком трубопроводів неминуче зниження припустимих робочих тисків. Тобто, навіть після усунення "небезпечних" дефектів, а по діючий РД 153-39-030-98 "Методика ремонту дефектних ділянок магістральних нафтопроводів за результатами внутрішньотрубної діагностики" до категорії "небезпечні" за розрахунками на міцність відносяться ті дефекти, руйнівне навантаження для яких становить не більше 65% від бездефектної труби, пропускна здатність ділянки трубопроводу НКК знижена більш ніж на 17…20%. І чим більше термін експлуатації трубопроводу, тим значніше зниження його пропускної здатності.

Висновки

В історично сформованих умовах система магістральних трубопроводів Росії в найближчі 20…30 років неминуче буде експлуатуватися в недовантажених режимах. Питання про безпечну і ефективну експлуатацію зношених недовантажених трубопроводів не втратить своєї актуальності до завершення реконструкції системи із заміною труб. Основним джерелом фінансування модернізації є виторг за перекачування нафти. Підвищення тарифів на електроенергію неминуче приведе до перегляду цінової політики АК "Транснафта". Однак, підвищення тарифів на перекачування приведе до росту собівартості нафти, що, безумовно, знизить конкурентоспроможність російських нафтових компаній на міжнародному ринку. Тому будь-яке підвищення тарифів жорстко відслідковується антимонопольним комітетом. Єдиним шляхом збільшення обсягів фінансування на реновацію, технічне обслуговування та ремонт залишається зміна структури витрат, включених у собівартість транспорту нафти. Основною статтею в експлуатаційних витратах є оплата електроенергії.

Список літератури

1. *Коршак А.А., Шаммазов А.М.* Основы нефтегазового дела. – Уфа.: ООО «ДизайнПолиграфСервис», 2001. – 544 с.

2. *Демченко В.Г., Демченко Г.В.* Магистральные трубопроводы. Надежность. Условия работы и разрушений. – М.: Недра-Бизнесцентр, 2007 г. – 306 с.

УДК 622.692.4.052(045)

Н.Г. Науменко, М.Д. Лановий
(Національний авіаційний університет, Україна)

ІНФОРМАЦІЙНЕ ПРЕДСТАВЛЕННЯ ТРУБОПРОВІДНОЇ ТРАНСПОРТНОЇ СИСТЕМИ В НАВКОЛИШНЬОМУ СЕРЕДОВИЩІ

Розглянуто сучасні підходи до методологічних основ, перспектив та можливостям побудови інтелектуальних систем керування трубопровідними розподільчими системами.

Трубопровідна транспортна розподільча система міста – це комплекс взаємозв'язаних споруд та інженерних комунікацій, призначених для забезпечення цільовим продуктом (ЦП) населення, промислових підприємств, установ, енергогенеруючих підприємств, транспорту, систем забезпечення безпеки, розташованих на міській території. Трубопровідна транспортна розподільча система (ТТРС) реалізує наступні функціональні задачі:

– відбір ЦП з природного джерела;
– підготовка ЦП до рівня якості відповідно державним стандартам;
– транспортування ЦП по території міста і подача до заданих точок відбору із зумовленими характеристиками постачання.

Для забезпечення функціонального призначення до складу транспортної трубопровідної розподільчої системи включають функціональні елементи, основні з яких наведені у табл.1.

Для постачання конкретного типу ЦП в містах влаштовують загальноміські ТТРС, класифікація яких дана у табл.2.

Таблиця 1

Функціональні елементи ТТРС

Тип елемента	**Функціональне призначення**
Відбірні споруди	Здійснюють відбір ЦП з природних джерел
Очисні споруди	Здійснюють підготовку ЦП відповідно до вимог державних стандартів
Насосні станції	Створюють характеристики транспорту і подачі необхідних об'ємів ЦП в трубопроводах і розподільних мережах до об'єктів споживання
Акумулюючи ємності, резервуари	Забезпечують зберігання здобутого ЦП і демпфування перевантаження транспортної розподільної системи в нештатних ситуаціях

Таблиця 2

Класифікація ТТРС за цільовим продуктом

Вид ЦП	**Тип ТТРС**
Природний газ	Газотранспортна розподільча система (ГТРС)
Вода	Система подачі та розподілу води (СПРВ)
Нафта	Нафтопровід
Розчини хімічних сумішей	Технологічні трубопровідні транспортні системи
Відходи життєдіяльності	Каналізація

На території міста існують різні категорії споживачів. Вони пред'являють різні вимоги до якості та кількості споживаного ЦП, до розподілу постачання ЦП в часі.

ТТРС міста є складною системою. Її характеризують наступні особливості:

– територіальне розподілення;
– неоднорідність елементів системи;
– обмежена доступність елементів;
– постійне оновлення стану елементів системи;
– змінність у часі структури системи;
– необхідність функціонування в умовах дефіциту ЦП;

– різноманітність складу споживачів за формою і об’ємом споживання;

– жорсткі вимоги до надійності роботи;

– відсутність у більшості існуючих ТТРС засобів автоматичного збору і передачі інформації.

З погляду управління ТТРС [2] відноситься до класу багатовимірних, багатозв’язкових, нелінійних, стохастичних систем з розподіленими параметрами і мережевою багаторівневою структурою. Тому, система управління повинна бути автоматизованою, багатоцільовою, багаторівневою, з високими показниками надійності. Відзначимо, що управління здійснюється в умовах неповної, а часто, і недостовірної інформації про керований об’єкт, і як правило, в умовах жорсткого дефіциту ресурсів.

Мета управління ТТРС – забезпечення ефективності функціонування цілісної системи при виконанні технологічних обмежень і раціональних значень критеріїв управління.

У грошовому виразі ефективність функціонування ТТРС визначається як співвідношення доходів від надання послуг з транспортування ЦП до витрат на функціонування системи.

Аналізуючи результати отримані в [1, 2] можна запропонувати систему управління ТТРС засновану на принципах теорії систем і методології об’єктно-орієнтованого аналізу (рис.1).

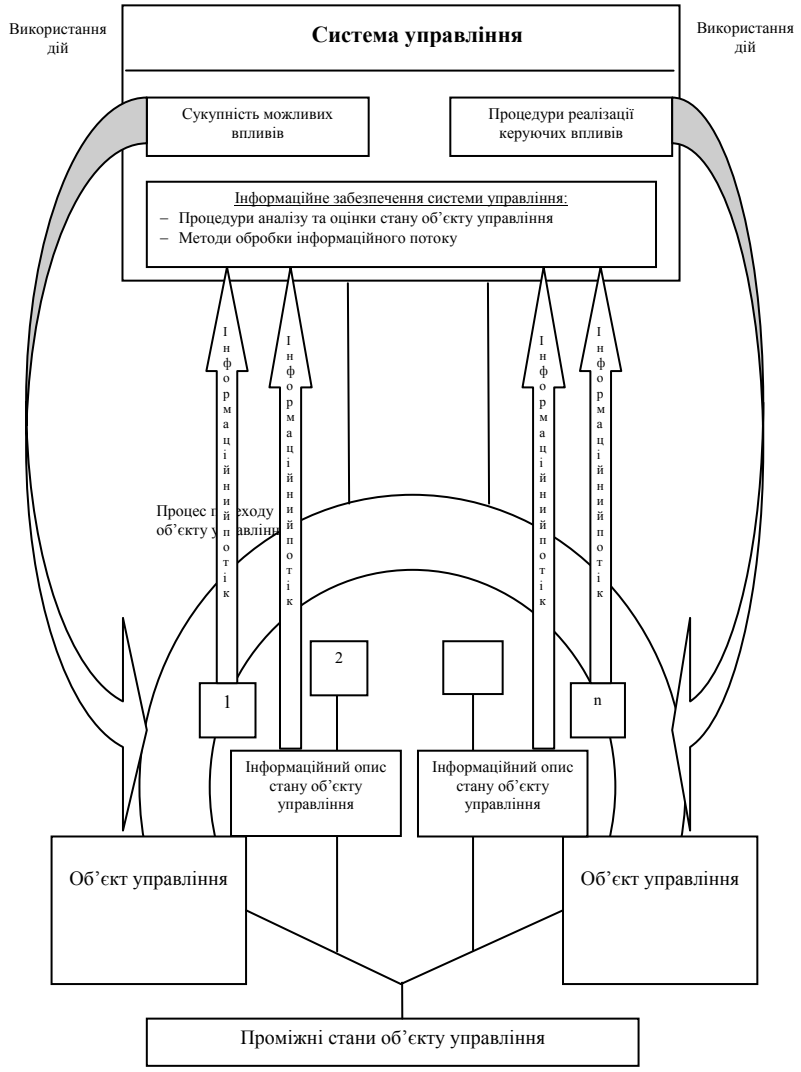


Рис.1. Об’єкти і процеси в системі управління ТТРС

Управління – цілеспрямований комплекс взаємозв’язаних заходів технічного і організаційного рівня. При декомпозиції системи на підсистеми розподіляються на три контури управління: технологічний, організаційно-економічний, інформаційно-аналітичний.

В рамках технологічного контуру функціонують підсистеми, які реалізовують основне функціональне призначення ТТРС – транспортування (постачання) ЦП, і допоміжні підсистеми, що забезпечують функціонування основної функціональної компоненти в штатних ситуаціях та ліквідацію наслідків нештатних ситуацій. Інформаційно-аналітичний контур управління є унікальним за своєю природою. Це одночасно і підсистема підприємства, і інформаційна метасистема, яка акумулює інформаційну історію як технологічну, так і організаційну, регулює інформаційні потоки: оперативного управління та економічного аналізу, стратегічного планування діяльності підприємства. Єдність інформаційно-аналітичної підсистеми відображає є фактом єдності самого об'єкту управління як цілісної системи.

Однозначно визначивши межі ТТРС як цілісної системи і її функціональне призначення, можна виявити зовнішні по відношенню до системи об'єкти, які в понятті про теорію систем формують «зовнішнє середовище» функціонування ТТРС. Середовище функціонування ТТРС наповнюють наступні об'єкти і системи: споживачі ЦП; трубопровідна транспортна система; постачальники різного роду матеріальних ресурсів, необхідних для повноцінного функціонування підсистем технологічного контуру; органи державного і територіального управління і контролю.

Трубопровідна транспортна розподільча система, що надає послуги з транспортування і постачання газу, для жителів населеного пункту і суб'єктів господарської діяльності називається системою подачі та розподілу газу. На її прикладі розглянемо процедуру аналізу ситуації для виділення об'єкту з навколишнього середовища. До навколишнього середовища віднесемо споживачів системи, підсистему очищення газу, допоміжні підсистеми, а також адміністративну підсистему.

Вектор вхідних змінних можна представити у вигляді двійки векторів $\vec{X}_2^T = \left[\vec{Q}_{ВХ}^T, \vec{P}_{ВХ}^T\right]$ – вектор витрати газу $\vec{Q}_{ВХ}^T$ і вектор тиску $\vec{P}_{ВХ}^T$, під яким газ надходить в роздільну мережу. Розмірність векторів $\vec{Q}_{ВХ}^T$, $\vec{P}_{ВХ}^T$ залежить від кількості входів ГТРС. Вектор $\vec{X}_2^T$ характеризує стан середовища (джерел). Змінна Y_3^2 характеризує об'єм робіт, проведені по реконструкції існуючих ділянок газопровідної мережі та будівництву нових, Y_4^2 – об'єми профілактичних і ремонтних робіт. Вектор вихідних змінних $\vec{Y}_2^T = \left[\vec{Q}_{ВИХ}^T, \vec{P}_{ВИХ}^T\right]$ визначає поточний стан об'єкту управління. Компоненти векторів $\vec{Q}_{ВИХ}^T$, $\vec{P}_{ВИХ}^T$ відповідають величинам витрат і тиску, під яким газ надходить споживачам. Розмірність векторів $\vec{Q}_{ВИХ}^T$, $\vec{P}_{ВИХ}^T$ в загальному випадку залежить від кількості споживачів. Системою ГТРС управляє відповідна служба, мета якої полягає в управлінні процесом постачання населенню і промисловим підприємствам газу в необхідній кількості та у заданому діапазоні тиску. На підставі інформації про стан ТТРС S_2, поставленою перед нею метою і управлінням U_2, вищестоящих підсистем, служби режимів здійснюють технологічне управління даною підсистемою U_3, а техніко-економічне управління Y_6^2 здійснюється організаційно-економічною підсистемою.

Висновки

Реальним ТТРС та середовищам, в яких вони функціонують, а також критеріям ефективного управління «мережею» властиві різні типи невизначеностей. Тому раціональне управління ТТРС повинне досягатися адаптацією структури і регульованих елементів мережі до зовнішнього середовища, яка безперервно змінюється.

Список літератури

1. *Ковалко М.П.* Методи та засоби підвищення ефективності функціонування систем трубопровідного транспорту газу. – Київ: Українські енциклопедичні знання, 2001. – 288 с.

2. *Кутуков С.Е.* Информационно-аналитические системы магистральных трубопроводов. – М.: СИП РИА, 2002. – 324 с.

УДК 621.64.029 (045)

Ю.М. Кривенко, к.т.н., В.О. Лаврентьєв, студент 501 МЕФ
(Національний авіаційний університет, Україна)

ПРИЧИНИ НЕОБХІДНОСТІ ЗМЕНШЕННЯ ВТРАТ ГАЗУ ПРИ ЕКСПЛУАТАЦІЇ КОМПРЕСОРНИХ СТАНЦІЙ МАГІСТРАЛЬНИХ ГАЗОПРОВОДІВ

Основними причинами гострої необхідності зменшення втрат газу в Україні є зростання ціни на газ до 200-500 $ за 1000 м^3 та незадовільний рівень енергоємності валового національного продукту. Пропонується організувати збір газу після свічок на газотранспортній системі в ресивери, з диференціацію їх по тиску, і контрольовано повертати газ у газотранспортну систему чи подавати у пересувні автогазозаправники.

Існує багато причин більш бережливого відношення до газу. На Україні газ традиційно широко використовувався. Ще у середині того сторіччя Україна була навіть експортером цього зручного у багатьох відношеннях і дешевого виду палива і тому, маючи добрі традиції і розвинуту мережу газопроводів, у наш час Україна займає друге місце в світі по потужності газотранспортної системи (після Росії), а по обсягам транзиту газу – перше місце у світі.

З огляду на це, стає зрозуміло, чому і у власному паливно-енергетичному балансі Україна займає у світі теж перше місце – на долю газу у нас припадає 45% від усіх видів енергії, тоді як в середньому у світі більш ніж вдвічі менше – біля 20%. За рівнем абсолютного споживання газу Україна займає четверте місце в світі після США, Росії та Німеччини [1].

Але доступність газу і легкість його використання має для України і негативні наслідки – як виявляється, в Україні найбільший вміст енергії в одиниці валового продукту. У останні роки найбільш інформативним показником все частіше називають «енергетичний індикатор» [4], що показує енерговитрати на одиницю валового продукту. Причому при його визначенні враховується стандартний набір товарів і послуг у державі для однієї людини. З таблиці, складеній по даним [2], видно, що енергетичний індикатор для України складає 3,19, тоді як у світі він на порядок менший і дорівнює 0,32.

Причому і, більш традиційний показник, – кількість виробленого валового продукту у країні на одну людину населення, – досить тісно, але якісно, пов'язаний з енергетичним індикатором. Чим більше виробляється валового продукту на одну людину – тим менший енергетичний індикатор. В Україні, як це слідує із таблиці, кількість валового продукту найменша - виробляється лише 0.93 млрд. доларів США на одну людину населення, тоді як в середньому у світі у 6 разів більше – 5,6. Найкращі показники у Японії – там у 40 разів менші енергетичні індекси і у 30 разів виробляється більше ресурсів на одну людину.

Енергоємність валового національного продукту в Україні у 15 разів більша, ніж у розвинутих країнах світу, по зрівнянню з Великобританією – у 20 разів, а з Японією – у 30 разів більша.

Деяке виправдання цьому у більш суворих кліматичних умовах на Україні взимку, ніж у більшості країн світу*, що вимагає більших витрат енергії на забезпечення нормальних життєвих умов і, у зв’язку з відкритою, вільною торгівлею, зменшує конкурентну здатність наших товарів. Але у Росії і Канаді кліматичні умови ще більш жорстокі, а енергетичний індекс у Росії в 1,6 рази кращий, а у Канади в 2,7 рази. У Білорусії, де кліматичні умови близькі до України, енергетичний індекс майже у 2 рази менший. Характерно, що Аляска у США має суворі кліматичні умови, але це не знизило загальний показник для США – він у 14,5 разів кращий.

---

* При визначенні кліматичних умов необхідно враховувати не тільки географічну широту території, але дійсне розташування ізотерм на поверхні, що залежить і від інших чинників (від відстані до океану, від морських течій та іншого).

Вже давно власні газові ресурси у нас суттєво вичерпані і за обсягом видобутку газу Україна посідає лише п'ятнадцяте місце у світі. В Україні є поклади вугілля і ядерного палива, але технології видобування нашого вугілля і ядерного палива і їх використання значно складніші і, як стало широко відомо, часто пов'язані навіть з людськими жертвами. Витрати енергії у світі невпинно зростають. По оцінкам спеціалістів у 20-му сторіччі споживання земних ресурсів людством стало вдвічі більшим ніж за весь час існування. За останні 50 років енергоспоживання збільшилось теж майже у два рази.

Суттєво змінюється і склад енерговитрат. Якщо на початку 20-го сторіччя основними видами енергії були дрова і вугілля, то в кінці сторіччя стали нафта, вугілля і газ. Споживання вугілля скоротилося з 50% до 25%, нафти досягло 33% (максимум використання нафти, 40%, був у 1970 р.), а споживання газу зросло з 1% до 20% [3]. Практично не змінюється останні 50 років видобуток гідроенергії біля 7%. Суттєво зросло використання ядерної енергії і за останні роки теж досягло 7%. У зв'язку з вичерпуванням запасів газу очікується стабілізація його використання у світі і навіть деякий спад після 2030-2040 років.

Макроекономічні показники по деяким країнам у 2004 році [2]

Країна	Населення, **Н**, млн. чол.	Валовий внутрішній продукт, **ВВП** млрд.$	**ВВП / Н** млрд.$ на одну людину	Енерге-тичний індекс	Викиди CO_2 на одну людину, тн
Австрія	8,2	205	25,0	0,16	9,2
Білорусія	9,8	16,6	1,7	1,61	6,2
Великобританія	59,8	1591	25,6	0,15	9,0
Данія	5,4	166,4	30,8	0,12	9,4
Канада	32,0	786,7	24,6	0,34	17,2
Китай	1303	1904	1.5	0,85	3,7
Німеччина	82,5	1952,7	23,7	0,18	10,3
Польща	38,2	186,6	4,9	0,24	7,73
Росія	143,8	328,8	2,29	1,95	10,6
США	294,0	10704,0	36,4	0,22	19,7
Україна	47,4	44,0	0.93	3,19	6,42
Франція	62,2	1414,1	22,7	0,19	6,22
Чехія	10,2	62,7	6,1	0,73	11,6
Швеція	9,0	263,2	29,2	0,20	5,8
Японія	127,7	4932,5	38.6	0,11	9,5
Світ	6352	35025	5,51	0,32	4,18

У світі інтенсивно ведуться пошуки нових видів енергії. Перспективним вважається збільшення видобутку поновлюємих запасів енергії: геотермальної, сонячної, енергії біомаси, енергії вітру та морської.

Ще одна з причин необхідності зменшення викидів газу у атмосферу при експлуатації ГТС є глобальне потепління клімату внаслідок «парникового ефекту», з чим погоджуються майже 90% кваліфікованих експертів. [3]. Потепління приведе не лише до підвищення рівня світового океану (по оцінкам на 20-60 см до 2100 р.), а і до суттєвого збільшення засух та площі пустель, що, в свою чергу, збільшить число циклонічних явищ у Північній півкулі. По впливу на парниковий ефект метан у 21 раз більш небезпечний ніж CO_2, а особливо велика

кількість метану поступає у атмосферу при експлуатації ГТС. Хоча по кількості викидів Україна «не пасе задніх», але у нас цей показник у 1.5 рази більше середньосвітового.

Згідно Кіотському протоколу, який ратифікувало більшість країн, розвинуті країни зобов'язані не лише зменшувати шкідливі викиди, але зобов'язані інвестувати кошти менш розвиненим країнам у проекти по зменшенню викидів «парникових газів». По оцінкам спеціалісті, у зв'язку з цим, Україна може отримати 3-4 млрд. $ інвестицій. Із країн-інвесторів для нас вірогідними є Канада, Чехія, Росія, Японія, Великобританія та інші. (США не підписали Кіотський протокол, і згодні підписати цей документ за умови врахування не лише кількості викидів «парникових газів», але і величини валового прибутку).

Однією з причин нехтування втратами газу при його транспортуванні є те, що Україна біля 30 млрд $м^3$ газу отримує в оплату за транзит газу, а це у 1,8 рази більше ніж власний видобуток [1] . Основна увага приділяється надійності роботи газотранспортної системи (ГТС), і менше звертається уваги на економне витрачання газу при роботі ГТС. Але ціна газу за останні 5-8 років зросла у 3-6 разів і досягає вже 200-500 $ за 1000 $м^3$, а тому крім надійності роботи ГТС стає доцільним займатися збереженням газу.

Ще одна причина необхідності більш уважного відношення до неконтрольованих втрат газу – складні взаємовідносини з основним продавцем газу – Росією (територією Росії газ до нас поставляється також і з Середньої Азії). Сучасні газовимірювальні комплекси розташовані, історично, лише на виході газу з України – на наших західних кордонах. Тільки зараз, після декількох конфліктів при визначенні плати за газ з Росією, з допомогою Європи планується встановити їх і на вході в Україну. Одна з можливих причин неспівпадання в обліку газу Росією і Україною – суттєві втрати газу при експлуатації ГТС, більше 30% трубопроводів і устаткування якої експлуатуються від 30 до 50 років [8]. В термінах, що використовуються при розрахунках за газ, навіть введене офіційно поняття «розбаланс» [6], що означає різні значення сум об'ємів газу, які надходять в систему магістральних газопроводів (МГ), і об'ємів усіх видів споживання і розподілу газу з системи МГ.

В якості першочергових заходів зменшення втрат газу, крім зміни відношення до ГТС на державному рівні, що детально розглянуто [1], пропонується організувати збір газу після технологічних свічок на газотранспортній системі і, перш за все, на компресорних станціях (КС), де на кожній розташовано біля 30-40 свічок з витратами газу через окремі свічки до 250-300 $м^3$ на годину [8]. Оскільки на Україні розташована 71 КС, тому практично неконтрольовано викидається газ з 2000-3000 свічок.

Згідно з [7] свічка повинна бути розташована поза огорожею станції не ближче 100 м від об'єктів, де може бути джерело запалювання і від доріг загального користування. Тому, дещо подовживши трубопроводи від свічок, їх можна об'єднати колектором і підключити до резервуару достатньо великого об'єму. В якості таких резервуарів можна спочатку використовувати ємності трубопроводів, що тимчасово не використовуються, – обов'язки компресорів після планових чи капітальних ремонтів, ділянки для прийому поршнів під час прочисток МГ, частково добудовані додаткові нитки МГ-лупінги, або використовувати, частково, запас труб, призначений для ліквідації аварій.

За весь збережений газ персонал КС повинен отримувати вагомі премії, що спонукало б його для подальшого доопрацювання запасних ємностей – встановлення необхідної арматури і засобів контролю та автоматики.

Для забезпечення оперативного видалення газу з потрібної ділянки необхідно на території КС мати додатковий компресор і накопичувальний резервуар. «Швидкі гроші» можна отримувати при використанні пересувних автогазозаправщиків (ПАГЗ), які могли б відвозити збережений газ до користувачів – наприклад розташованих поблизу АГНКС, невеликих котелень підприємств чи містечок, невеликих підприємств хімічної переробки газу. Існуючі ПАГЗ мають декілька автономних ємностей загальним об'ємом від 1800 до 6000 $м^3$ з тиском до 30-40 МПа. Ємності ПАГЗ призначені для швидкої вигрузки і погрузки після використання газу.

Крім сталевих трубопроводів чи ресиверів, в якості великих об'ємів можуть використовуватись і м'які резервуари із полімерних матеріалів, що закріплювались би тросами на спеціальних площадках поблизу колекторів, до яких під'єднуються свічки.

Як вважається, найбільш доцільним буде наявність на КС не менше двох резервуарів для прийому і зберігання газу від свічок. У першу ємність газ повинен поступати при аварійних викидах. Для забезпечення мінімального тиску, з цієї ємності газ повинен відкачуватись спеціальним компресором у другу ємність – ємність з більш високим тиском. При планових викидах газу, газ повинен, навпаки, спочатку викидатись у ємність з високим тиском і лише при зрівнянні тисків направлятись у першу ємність. Такий порядок забезпечить економію газу на стискання, тому що при стисканні газу до 25 МПа з початкового атмосферного тиску потрібно близько 250 Вт на $м^3$, з 3 ат – 170 Вт / $м^3$, з 10 ат – близько 110 Вт / $м^3$, а з 50 ат – всього близько 40 Вт / $м^3$.

Звісна річ, спочатку робота КС дещо ускладниться, але потім і спроститься. Так наприклад, з допомогою одного манометру можна буде контролювати герметичність усіх кранів свічок, під'єднаних до колектора і резервуарів.

Висновки. Основними причинами гострої необхідності зменшення втрат газу в Україні є перш за все, зростання ціни на газ до 200-500 $ за 1000 $м^3$ та незадовільний рівень енергоємності валового національного продукту, – у 10 разів більший рівень ніж середній у світі, у 20 разів – ніж у Великобританії і у 30 разів ніж у Японії.

Другою причиною необхідності зменшення викидів газу зі свічок у атмосферу є потепління клімату внаслідок «парникового ефекту». Згідно Кіотського протоколу Україна може отримати 3-4 млрд. $ інвестицій у проекти по зменшенню викидів

Пропонується організувати збір газу після свічок на газотранспортній системі в ресивери, з диференціацію їх по тиску, і контрольовано повертати газ у газотранспортну систему чи подавати у пересувні автогазозаправники, з подальшим використанням у народному господарстві.

Список літератури

1. *М.П. Ковалко.* Методи та засоби підвищення ефективності функціонування систем трубопровідного транспорту газу.- К .: « Українські енциклопедичні знання», 2001. – 288 с.

2. *А.В. Праховник.*Малая енергетика: распределенная генерация в системах энергоснабжения - К.: « Освіта України», 2007. - 464 с.

3. *World Energy O utlook* ,SECOND EDITION OECD / IEA, France, 2005. - 530 p.

4. *Стан світу 2000*. Доповідь інституту всесвітнього спостереження про прогрес до сталого суспільства / Ластер Браун та інші, Київ «Інтелсфера», 2000. - 312с.

5 . *Трубопровідний* транспорт газу / М.П. Ковалко, В.Я.Грудз, В.Б.Михалків, Д.Ф.Тимків, Л.С.Шлапак, О.М.Ковалко; за редакцією М.П. Ковалко. – К.: Агентство з раціонального використання енергії та екології, 2002. - 600с.

6. Методика визначення витрат природного газу на виробничо – технологічні потреби під час його транспортування газотранспортною системою та експлуатації підземних газових сховищ газу. « Укртрансгаз» - К.: 2006. – 98 с.

7. Правила безпечної експлуатації магістральних газопроводів. НПАОП 1.1.23–1.03–2004. Нормативно - правовий акт з охорони праці. Держнаглядохоронипраці України. – К.: 2004. – 6 с.

8. *Довідник працівника газотранспортного підприємства.* Довідкове видання.В.В.Розгонюк, А.А. Руднік, В.М. Коломєєв, М.А. Григіль, О.О. Болокан, Л.А. Хачикян, Ю.М. Герасименко; за загальною редакцією А.А. Рудника. – К.: « Росток », 2001. – 1091 с.

УДК 621.452.3

Д.В. Кондратьєв, М.Ю. Богданов
(Національний авіаційний університет, Україна)

ЗАПАС МІЦНОСТІ РОБОЧИХ ЛОПАТОК ТУРБІНИ ПІД ЧАС ЕКСПЛУАТАЦІЇ ГПА (газоперекачувального агрегату)

Стаття присвячена питанню визначення характеру зміни коефіцієнту запасу міцності вузлів газоперекачуючого агрегату. Проведений аналіз дозволив встановити залежність зміни відносного коефіцієнту запасу міцності робочої лопатки першого ступеня турбіни газотурбінної установки від її відносної ефективної потужності.

Широке використання на компресорних станціях магістральних газопроводів газоперекачуючих агрегатів (ГПА) з газотурбінним приводом пов'язане з такими вимогами експлуатації газотранспортної системи, як висока одинична потужність, невелика відносна маса, високий рівень автоматизації та надійність, автономність приводу та робота його на перекачувальному газі.

Надійність роботи ГПА є одним з основних показників агрегату. В свою чергу, забезпечення високої надійності є комплексною проблемою, що потребує високого технічного рівня як при конструюванні, так і при експлуатації ГПА.

Несправності, що впливають на рівень надійністі, приводять до відмов, які носять міцністний характер та викликають вторинні руйнування елементів конструкції газоперекачуючого агрегату.

До найбільш напружених елементів механічної частини газотурбінної установки (ГТУ) відносять: робочі лопатки компресорів та турбін, диски турбін, камера згоряння, підшипники, зубчасті колеса кінематичних з'єднань [1].

Пошкодження турбін є однією з переважних причин руйнування проточної частини ГПА. Більшість пошкоджень робочих лопаток турбін мають втомний характер. Причинами тому є високий рівень динамічних навантажень, особливо на резонансних режимах. Крім вібраційних напружень на турбінні лопатки діють змінні термічні напруження, повторні статичні навантаження при високих температурах, а в деяких випадках діють ще і збільшенні температури при порушенні правил технічної експлуатації. Основними дефектами робочих лопаток турбіни можна вважати: прогорання, забоїни, погнутості, вм'ятини, короблення, тріщини утомленості та термоутомленості, корозія, ерозія, вигорання поверхневого шару лопаток, пошкодження та розтріскування кромок, збільшення радіальних зазорів, обриви лопаток та інше.

Статичні навантаження, які діють на робочу лопатку, розраховуються з високою точністю на етапі проектування двигуна виходячи з можливих умов експлуатації. До комплексу статичних навантажень відносять відцентрові сили мас лопаток при обертанні ротору та газові сили, що виникають при обтіканні газом профілю та внаслідок різниці тисків перед й за лопаткою.

Відцентрові сили викликають деформації розтягнення, згину та кручення, а газові – деформації згину та кручення.

Величина напружень згину значно менше напружень розтягнення та складають приблизно 20-30% напружень розтягнення [2].

В зв'язку з тим, що аналітичне визначення динамічних та температурних навантажень є дуже складним, їх не розраховують, а оцінюють експериментально або враховують при виборі коефіцієнту запасу міцності.

Коефіцієнт запасу міцності дає змогу визначити працездатність елементу. Тому доцільним є визначення характеру зміни коефіцієнту запасу міцності робочої лопатки турбіни під час експлуатації ГТУ.

Одним з основних параметрів, які характеризують ефективність роботи ГТУ є її ефективна потужність. Тому було прийнято рішення встановити залежність зміни коефіцієнта запасу міцності робочої лопатки першого ступеня турбіни від ефективної потужності, при цьому для зручності аналізу даної залежності використовувались не абсолютні їх значення, а відносні:

$$\overline{Ne} = \frac{Ne_{\phi}}{Ne_{0}},$$

де $\overline{Ne}$ – відносна ефективна потужність ГТУ; Ne_{ϕ} – фактичне значення ефективної потужності ГТУ; Ne_{0} – значення ефективної потужності ГТУ за технічними умовами [3].

$$\overline{K} = \frac{K_{\phi}}{K_{0}},$$

де $\overline{K}$ – відносний коефіцієнт запасу міцності робочої лопатки турбіни ГТУ; K_{ϕ} – фактичне значення коефіцієнту запасу міцності робочої лопатки турбіни ГТУ; K_{0} – значення коефіцієнту запасу міцності робочої лопатки турбіни ГТУ отримане за технічними умовами.

Розрахунок передбачає лише статичні навантаження робочої лопатки турбіни відцентровими силами маси пера та бандажної полки та газовими силами. Інші види навантажень не враховуються в зв'язку з їх малими значеннями [1].

За вихідні дані було прийнято 101 значення відносної ефективної потужності ГТУ в діапазоні 0,7÷1,3.

Згідно результатів розрахунків була побудована залежність $\overline{K} = f(\overline{Ne})$ (рис. 1) та проведена її апроксимація різними методами (рис. 1).

Ціль, з якою проводилась апроксимація, полягала у знаходженні закону за яким можна було б визначати характер зміни відносного коефіцієнту запасу міцності робочої лопатки турбіни першого ступеня від ефективної потужності ГТУ без виконання великої кількості розрахунків з найменшою похибкою отримання результату. Результати представлені в таблиці 1.

Таблиця 1

Похибки апроксимацій залежності $\overline{K} = f(\overline{Ne})$

Вид апроксимації	Рівняння апроксимації	Середня відносна похибка, %
Лінійна	$\overline{K} = -0{,}45985 \cdot \overline{Ne} + 1{,}46998$	±9,295
Експонентційна	$\overline{K} = 1{,}58431 \cdot exp(-0{,}45326 \cdot \overline{Ne})$	±6,494
Логарифмічна	$\overline{K} = -0{,}45985 \cdot \ln(\overline{Ne}) + 1{,}003$	±2,817
Степенева	$\overline{K} = 0{,}99989 \cdot \overline{Ne}^{-0{,}44471}$	±0,102
Поліноміальна (n=2)	$\overline{K} = 0{,}33648 \cdot \overline{Ne}^{2} - 1{,}13282 \cdot \overline{Ne} + 1{,}79616$	±1,181
Поліноміальна (n=3)	$\overline{K} = -0{,}27812 \cdot \overline{Ne}^{3} + 1{,}17086 \cdot \overline{Ne}^{2} - 1{,}95187 \cdot \overline{Ne} + 2{,}05897$	±0,158
Поліноміальна (n=4)	$\overline{K} = 0{,}24318 \cdot \overline{Ne}^{4} - 1{,}25084 \cdot \overline{Ne}^{3} + 2{,}61080 \cdot \overline{Ne}^{2} - 2{,}88633 \cdot \overline{Ne} + 2{,}28319$	±0,022
Поліноміальна (n=5)	$\overline{K} = -0{,}219 \cdot \overline{Ne}^{5} + 1{,}341 \cdot \overline{Ne}^{4} - 3{,}424 \cdot \overline{Ne}^{3} + 4{,}739 \cdot \overline{Ne}^{2} - 3{,}917 \cdot \overline{Ne} + 2{,}480$	±0,137
Поліноміальна (n=6)	$\overline{K} = 0{,}20257 \cdot \overline{Ne}^{6} - 1{,}43506 \cdot \overline{Ne}^{5} + 4{,}35456 \cdot \overline{Ne}^{4} - 7{,}37481 \cdot \overline{Ne}^{3} + 7{,}62723 \cdot \overline{Ne}^{2} - 5{,}03307 \cdot \overline{Ne} + 2{,}658879$	±0,304

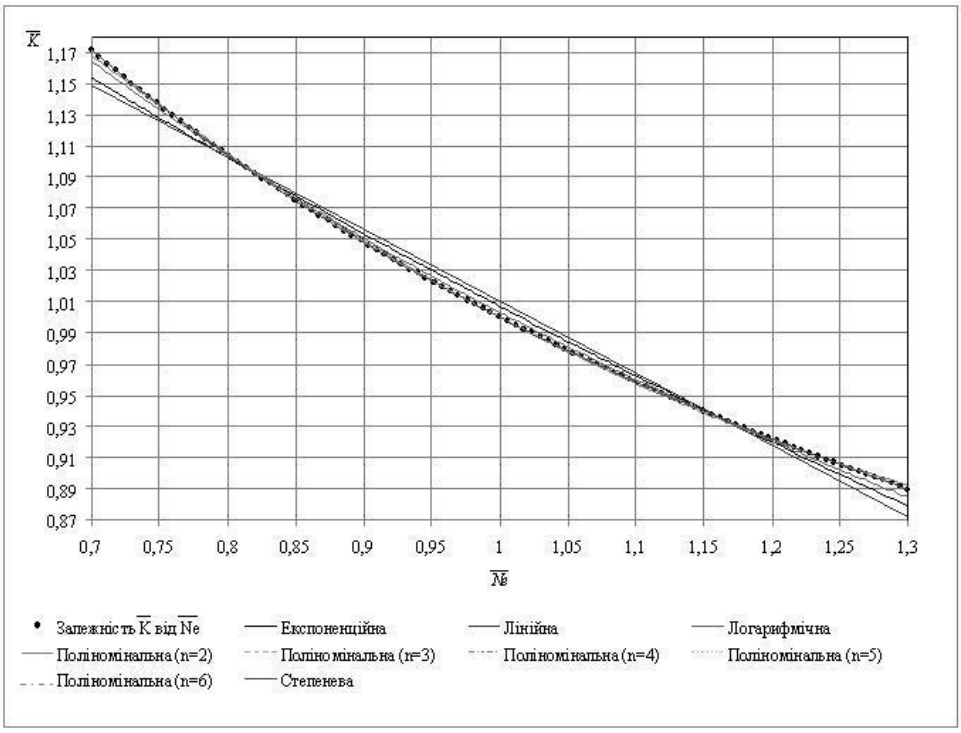


Рис. 1. Залежність $\overline{K} = f(\overline{Ne})$ та її апроксимація.

Розрахунки показали, що для залежності $\overline{K} = f(\overline{Ne})$ найбільш точною є апроксимація поліномом четвертого степеня (табл. 1). Середня відносна похибка отриманих значень за даною апроксимацією в порівнянні з розрахунковими значеннями досить мала, є доцільним її використання в якості рівняння для визначення відносного коефіцієнту запасу міцності робочої лопатки першого ступеня турбіни від відносної ефективної потужності ГТУ.

Використовуючі рівняння обраної апроксимації побудовано залежність $\overline{K} = f(\overline{Ne})$ для газоперекачуючого агрегату марки ГТН-6, що експлуатується в ДК "Укртрансгаз", до й після капітального ремонту (рис. 2 та рис. 3 відповідно).

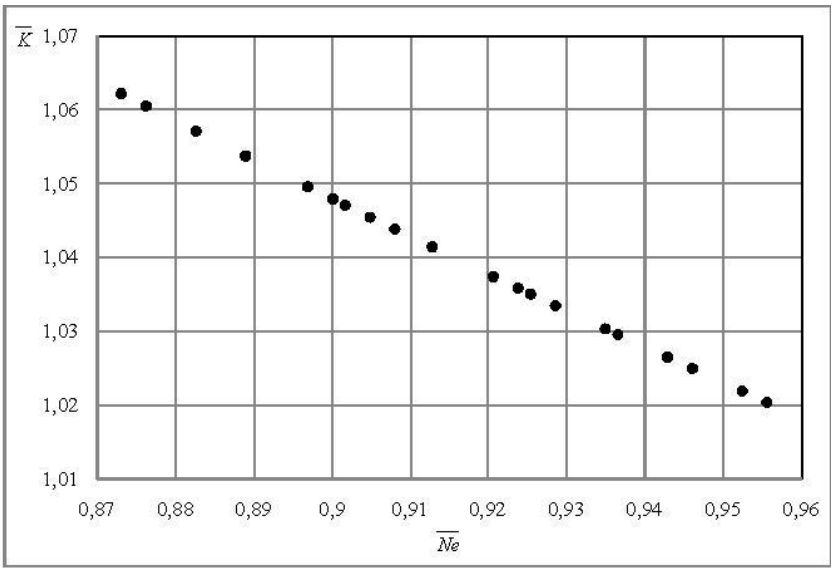


Рис. 2. Залежність $\overline{K} = f(\overline{Ne})$ ГПА марки ГТН-6 до капітального ремонту

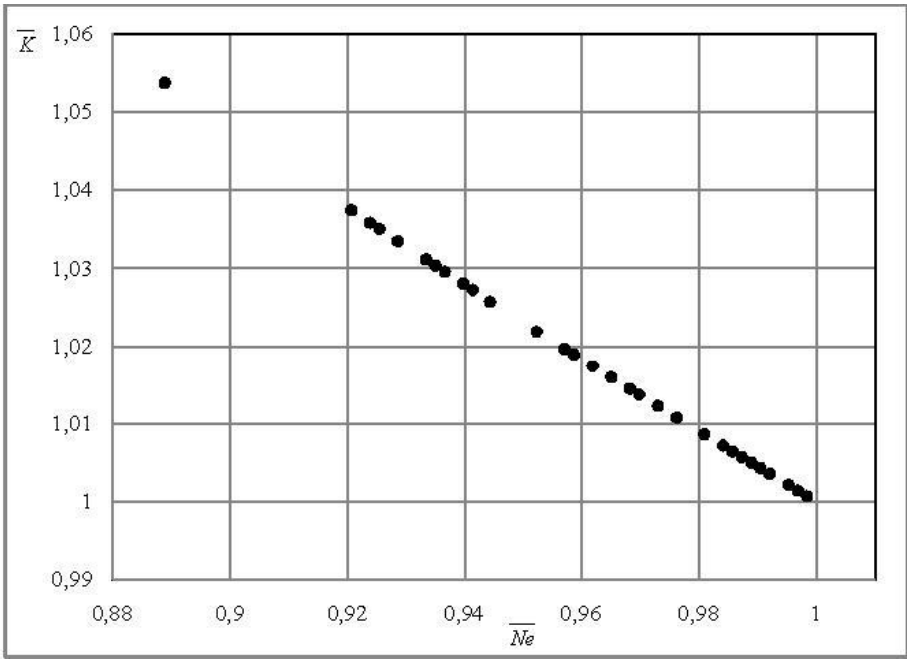


Рис. 3. Залежність $\overline{K} = f(\overline{Ne})$ ГПА марки ГТН-6 після капітального ремонту

Середнє значення відносного коефіцієнту запасу міцності робочої лопатки першого ступеня турбіни ГПА марки ГТН-6 до капітального ремонту є більшим ($\overline{K} = 1{,}050$) ніж після капітального ремонту газоперекачуючого агрегату ($\overline{K} = 1{,}017$). Причинами тому є: по-перше, враховувались лише статичні навантаження; по-друге, не враховувалось вплив напрацювання ГПА на робочу лопатку; по-третє, не враховувалась зміна геометрії проточної частини ГТУ в процесі експлуатації.

Висновок

Таким чином можна зробити наступні висновки:

1. Визначено характер зміни відносного коефіцієнту запасу міцності робочої лопатки турбіни першого ступеня від ефективної потужності ГТУ при статичних навантаженнях робочої лопатки турбіни відцентровими силами маси пера та бандажної полки й газовими силами.
2. Встановлено, що величина коефіцієнту запасу міцності робочої лопатки турбіни під час експлуатації ГПА марки ГТН-6 змінюється до 5%.

Список літератури

1. *Зарицкий С.П.* Диагностика газоперекачивающих агрегатов: Учебное пособие. Часть II. –М.: РГУ нефти и газа им. И.М. Губкина, 2003. – 95с.

2. Конструкция и прочность авиационных двигателей: Методические указания по выполнению РГР/ Е.Н. Карпов, А.Н. Ветров, Н.А. Ковешников, Н.Н. Мотрий. –К.: УТУГА, 1994. – 36 с.

3. *Волков М.М., Михеев А.Л., Конев К.А.* Справочник работника газовой промышленности. – 2-е изд., перераб. и доп. –М.: Недра, 1989. – 286с.

4. *Лохман И.В., Сакун Н.Е.* Техническая диагностика трубопроводов и технологического оборудования объектов ДК "Укртрансгаз". Перспективы и концепция развития системы их диагностирования.//Трубопровідний транспорт – 2008. – Спецвипуск. – с. 3-6.

5. Методы и средства диагностики газотурбинных двигателей: Сб.науч.тр./ Редкол.: Д.Ф. Сибирский и.др. − Х.: ХАИ, 1989. − 176с.

УДК 621.891

А.Л. Шевченко, А.П. Данилов
(Национальный авиационный университет, Украина)

ТРИБОТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ГАЗОТЕРМИЧЕСКИХ ПОКРЫТИЙ НА ТИТАНОВОМ СПЛАВЕ ВТ-22

Показано, что по уровню триботехнических характеристик плазменные покрытия не уступают гальваническому хромированию, при этом процесс напыления дешевле, производительнее и не оказывает отрицательного влияния на механические свойства титанового сплава. Триботехнические характеристики детонационных покрытий определяются свойствами самообразующихся в контакте диссипативных структур.

В настоящей работе исследовали процесс износа плазменных и детонационных [1] покрытий нанесённых порошками систем: TiC–Co, TiC–Ni, TiC–Ni–Mo, WC–Ni, WC–NiP, а также изучали трибологические структуры, самообразующиеся в контакте при трении и определяющие уровень трибологических характеристик в антифрикционных системах. Порошки размерами 100-150 и 30-50 мкм наносили на подготовленную поверхность образцов из титанового сплава ВТ-22 [2]. В качестве плазмообразующего газа для предотвращения наводораживания титана использовался аргон с небольшими добавками водорода, а детонирующего газа – смесь кислорода с ацетиленом. Получали покрытие толщиной 350-400 и 250-300 мкм, затем шлифовали до толщины 300 и 200 мкм, измеряли размеры, вес и проводили трибологические испытания, по их результатам определяли характеристики износа, а также исследовали структуру поверхностей трения. Гетерогенная структура покрытия TiC–Ni–Mo на титановом сплаве ВТ-22 представлена на рисунке 1.

Методика исследований. Подвижные соединения силовых цилиндров гидросистем и амортизационных стоек шасси самолётов работают в условиях граничной смазки жидкостью АМГ-10 [3]. Буксы амортизационных стоек шасси самолётов и втулки силовых цилиндров гидросистем изготавливают из бронзы БрАЖМц 10-3-1,5, а сопряжённые детали – из хромированной стали 30ХГСА. Моделируя реальные условия, методика исследования включала испытания газотермических покрытий на высокопрочном титановом сплаве ВТ-22 при трении в гидрожидкости АМГ-10 по гальваническому хрому на стали 45 и ВТ-22, и по бронзе БрАЖМц 10-3-1,5. Испытания покрытий проводили на установке 2070 СМТ-1 по схеме трения скольжения образца, поверхность трения которого с нанесённым покрытием выполнена в виде сектора. Эта поверхность скользит по внешней образующей вращающегося кольцевого контртела диаметром 50 мм, коэффициент перекрытия равен 0,13. Установка позволяет в широком диапазоне изменять нагрузку на образец и скорость скольжения при проведении эксперимента.

Цель эксперимента состояла в получении характеристик износа газотермических покрытий и контртела, сравнении их с другими покрытиями и определении эффективности метода.

Математическое планирование эксперимента. В качестве математической модели процесса износа в работе использовали полином второй степени на двухмерном пространстве скоростей и нагрузок в виде

$$i(x) = b_0 + b_1 x_1 + b_2 x_2 + b_{12} x_1 x_2 + b_{11} x_1^2 + b_{22} x_2^2 \ ,$$

где: x_1 – нормированная скорость; x_2 – нормированная нагрузка; $\vec{b}$ – вектор коэффициентов регрессии, определение которых является целью эксперимента. Использование центрального ротатабельного плана второго порядка для двух факторов позволило минимизировать количество экспериментальных точек при определении параметров модели.

Результаты исследования. Модели регрессионного анализа не включают временных соотношений, поэтому их можно использовать в качестве характеристик стационарных однородных процессов. Для каждой трибологической системы на пространстве скоростей и нагрузок существует область стационарных состояний, которая ограничена аномальными состояниями, в которых велика вероятность отказа [4]. Для определения области однородных процессов был проведён специальный эксперимент, было установлено, что эта область ограничена термостабильными свойствами смазки при нагрузке 15 МПа и скорости 1,3 м/с. Для каждого покрытия был реализован центральный ротатабельный план второго порядка для двух факторов, в котором скорости скольжения (x_1) варьировали в диапазоне 0,2-1,2 м/с, нагрузки (x_2) – в диапазоне 2-12 МПа. План включает семь экспериментальных точек и десять опытов, по одному опыту в каждой точке правильного шестиугольника и четыре опыта в центре эксперимента. Каждый опыт состоит из этапов приработки на пути трения 2 км и зачётного испытания – 10 км. Перед началом опыта, после приработки и окончания опыта образцы промывали спиртом, высушивали, измеряли размеры и взвешивали.

Покрытия наносили на поверхность образцов, обрабатывали до шероховатости Ra = 0,32 мкм и испытывали по контртелу из бронзы БрАЖМц 10-3-1,5 и гальваническому хрому. Параметры шероховатости поверхности оценивали с применением профилографов ВЭИ – «Калибр» и микроинтерферометра МИИ-4. Поверхностные структуры, химсостав поверхностей и продуктов износа изучали методами оптической и растровой микроскопии.

Для проведения экспериментальных исследований в качестве смазки использовали АМГ-10 (авиационное масло гидравлическое, ГОСТ 6794-53) – жидкость нефтяного происхождения, получаемая путём выделения узкой керосиновой фракции с началом кипения не ниже 200 ˚С. При выборе этой жидкости, руководствовались тем фактом, что именно АМГ-10 до недавнего времени применялась в гидравлических системах отечественных самолётов.

В процессе трения происходит деструкция длинных молекул, полярно-активные молекулы жидкости АМГ-10, сталкиваясь с поверхностью металла, попадают в её электрическое силовое поле и присоединяются к активным её центрам, формируя адсорбированный слой ориентированных молекул. Электрическое поле поверхностей стремится ориентировать полярные молекулы в направлении поля, увеличивает поляризацию молекул с дипольным моментом и индукцирует такой момент у неполярных молекул, которые также адсорбируются на поверхности.

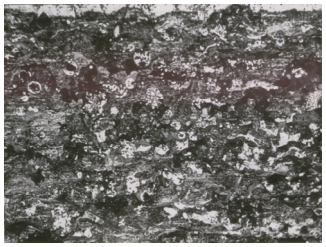


Рис. 1. Микроструктура газотермического покрытия (TiC)Fe ×400

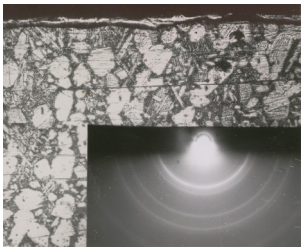


Рис. 2. Трибоструктура Гаркунова на поверхности бронзы БрАЖМц 10-3-1,5 ×100

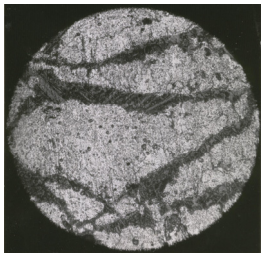


Рис. 3. Поверхность электролитического хрома на ВТ-22 после трения по газотермическому покрытию TiC–Co ×200

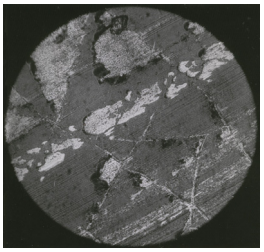


Рис. 4. Поверхность электролитического хрома на ВТ-22 после трения по газотермическому покрытию TiC–Ni–Mo ×400

Образовавшиеся структуры функционируют только непосредственно в процессе трения. Однако о существовании их свидетельствуют тончайшие аморфизированные слои на поверхностях трения, которые можно непосредственно наблюдать и исследовать по окончании процесса. В трибологических системах, включающих в качестве элементов детонационное покрытие и бронзу, преобладает электрохимический механизм формирования трибоструктур. Легирующие элементы бронзы растворяются в активизированной трением

смазке, а оставшиеся атомы меди многократно переносятся между трущимися поверхностями; из этих атомов на поверхностях образуются аморфизированные слои атомов чистой меди – «структуры Гаркунова», вид такой структуры представлен на рис. 2. Сформировавшись, трибоструктуры функционируют в стационарном режиме по нелинейным законам синергетики, их чрезмерный рост ограничен энтропией, а нижний уровень – энергией. В процессе образования трибоструктур на этапе приработки происходит перераспределение потоков вещества, некоторая доля переносимого затрачивается на формирование трибоструктур, поток вещества из трибосистемы уменьшается, пока не стабилизируется на стационарном уровне.

В таблице 1 приведены математические модели интенсивности износа *i* покрытий и контртел, средние значения коэффициента трения μ, а также значения среднеквадратичного отклонения σ по результатам четырёх опытов в центре эксперимента. В данной таблице приведены средние значения безразмерной величины интенсивности износа (1 мкм за 1 км пути трения).

Таблица 1

Характеристики процесса износа газотермических покрытий на ВТ-22 при трении по стали 45 и ВТ-22 хромированных, бронзе БрАЖМц 10-3-1,5 в смазке АМГ-10

№	Покрытие Контртело	Интенсивность износа покрытия, $\times 10^{-9}$ Интенсивность износа контртела, $\times 10^{-9}$	σ	μ
		Плазменные покрытия		
1	TiC–Co	$i(\vec{x}) = 13{,}5 - 2{,}1x_1 + 4{,}3x_2 + 1{,}2x_1x_2 + 2{,}3x_2^2$	0,5	0,14
	БрАЖМц 10-3-1,5	$i(\vec{x}) = 23{,}2 + 2{,}3x_1 + 5{,}4x_2 - 1{,}5x_1^2 + 4{,}3x_2^2$	1,1	
2	TiC–Co	$i(\vec{x}) = 5{,}5 + 1{,}1x_1 + 3{,}0x_2 - 1{,}3x_1x_2 + 2{,}1x_2^2$	0,6	0,15
	Сталь 45 (хромир.)	$i(\vec{x}) = 8{,}8 + 1{,}7x_1 + 2{,}4x_2 - 1{,}5x_1x_2 + 1{,}6x_2^2$	0,7	
3	TiC–Ni–Mo	$i(\vec{x}) = 54{,}5 - 5{,}2x_1 + 2{,}1x_2 + 3{,}8x_1x_2 + 11x_1^2$	2,5	0,16
	БрАЖМц 10-3-1,5	$i(\vec{x}) = 13 + 2{,}3x_1 + 3{,}1x_2 - 1{,}3x_1^2 + 2{,}0x_2^2$	0,65	
4	TiC–Ni–Mo	$i(\vec{x}) = 22 + 3{,}3x_1 + 4{,}5x_2 - 2{,}1x_1x_2 + 3{,}1x_2^2$	1,4	0,17
	Сталь 45 (хромир.)	$i(\vec{x}) = 24 + 2{,}8x_1 + 4{,}1x_2 - 2{,}4x_1^2 + 4{,}0x_2^2$	0,75	
5	TiC–Ni	$i(\vec{x}) = 16{,}5 + 2{,}3x_1 + 4{,}2x_2 - 2{,}6x_1x_2 + 2{,}8x_2^2$	1,3	0,16
	БрАЖМц 10-3-1,5	$i(\vec{x}) = 41 + 4{,}8x_1 + 6{,}7x_2 - 48x_1x_2 + 2{,}3x_2^2$	1,8	
6	TiC–Ni	$i(\vec{x}) = 14 + 1{,}8x_1 + 4{,}7x_2 - 23x_1x_2 + 3{,}1x_2^2$	0,85	0,15
	Сталь 45 (хромир.)	$i(\vec{x}) = 19 + 3{,}1x_1 - 3{,}9x_2 + 2{,}2x_1^2 + 2{,}8x_2^2$	1,5	
		Детонационные покрытия		
7	TiC–Ni	$i(\vec{x}) = 4{,}4 + 0{,}6x_1 + 2{,}2x_2 - 1{,}3x_1x_2 + 0{,}9x_1^2$	0,85	0,17
	БрАЖМц 10-3-1,5	$i(\vec{x}) = 22{,}5 + 3{,}1x_1 + 5{,}2x_2 - 1{,}6x_1x_2 + 4{,}2x_2^2$	3,4	
8	TiC–Ni	$i(\vec{x}) = 26 + 1{,}8x_1 + 4{,}6x_2 + 2{,}3x_1x_2$	4,8	0,17
	ВТ-22 (хромир.)	$i(\vec{x}) = 19 + 1{,}1x_1 + 5{,}2x_2 - 0{,}8x_1^2 + 3{,}3x_2^2$	2,7	
9	WC–Ni	$i(\vec{x}) = 15 - 1{,}6x_1 + 4{,}2x_2 - 1{,}2x_1x_2 + 2{,}7x_2^2$	3,3	0,19
	БрАЖМц 10-3-1,5	$i(\vec{x}) = 18 - 2{,}1x_1 + 3{,}6x_2 - 1{,}5x_1x_2 + 1{,}3x_1^2 + 1{,}1x_2^2$	3,1	
10	WC–Ni	$i(\vec{x}) = 7{,}7 - 1{,}6x_1 + 4{,}2x_2 - 1{,}3x_1x_2 + 2{,}1x_2^2$	1,4	0,19
	ВТ-22 (хромир.)	$i(\vec{x}) = 25{,}3 - 2{,}2x_1 + 6{,}7x_2 - 2{,}4x_1x_2 + 3{,}3x_2^2$	5,2	
11	WC–NiP	$i(\vec{x}) = 11 - 2{,}6x_1 + 3{,}9x_2 - 2{,}1x_1x_2 + 1{,}3x_1^2 + 2{,}8x_2^2$	2,1	0,19
	БрАЖМц 10-3-1,5	$i(\vec{x}) = 17 - 1{,}7x_1 + 4{,}6x_2 + 1{,}2x_1^2 + 2{,}4x_2^2$	3,2	
12	WC–NiP	$i(\vec{x}) = 20 - 1{,}6x_1 + 3{,}1x_2 - 0{,}7x_1x_2 + 1{,}4x_2^2$	3,5	0,21
	ВТ-22 (хромир.)	$i(\vec{x}) = 32 - 2{,}7x_1 + 5{,}2x_2 - 2{,}2x_1x_2 + 3{,}3x_2^2$	6,6	

Исследования плёнок трибологических структур путём продавливания на микротвердомере ПМТ-3 показали, что они обладают хорошими защитными свойствами, пластичностью, адгезией к поверхности и деформируются вместе с хромом, не отделяясь от поверхности. При деформировании этих плёнок очевидно влияние электрохимического фактора. На поверхностях трения газотермических покрытий, работающих в паре с хромом чётко видна структура покрытия, сходная со структурой, полученной путём полирования с последующим электрохимическим травлением. Отмечается изменение пор в плазменном покрытии в результате их заполнения продуктами износа. Всё это способствует, улучшению антифрикционных свойств пары трения. В тех случаях, когда формирование плёнки на поверхности хрома затруднительно, износ покрытия и хрома заметно возрастает.

Металлографическое исследование и анализ экспериментальных данных показывает, что газотермические покрытия, нанесённые порошками карбидов с металлическими связками, имеют тонкую гетерогенную структуру. Композиция карбидов и металлической связки, обладающие сложной комбинацией механических и электрохимических свойств, благоприятствует взаимодействию поверхностных элементов газотермических покрытий с молекулами смазки и контртела, активизированными трением. Образующиеся в результате многоэтапного синтеза трибологические структуры определяют уровень триботехнических характеристик, приближающихся по характеристикам к электротехническому хромированию. Детонационные покрытия TiC–Ni и WC–Ni, а также покрытие WC–NiP имеют при трении по бронзе более широкий рабочий диапазон по скоростям и нагрузкам по сравнению с плазменными покрытиями TiC–Ni–Mo и TiC–Co, которые в свою очередь, более широкий – по сравнению с электролитическим хромом.

При трении покрытий по хрому, суммарный износ пары трения существенно меньше, чем при трении по бронзе. Происходит это за счёт лучших триботехнических свойств хрома в области эксперимента.

Коэффициент трения покрытий по электрохимическому хрому имеет тот же порядок, что и при трении по бронзе. Суммарная интенсивность износа покрытия и контртела при трении по хрому несколько ниже, чем при трении по бронзе.

Выводы:

1. Триботехнические характеристики плазменных покрытий на ВТ-22 находятся на одном уровне с хромированием. Учитывая высокую производительность напыления, а также незначительное влияние процесса на механические свойства титана это свидетельствует о перспективности таких покрытий.

2. Триботехнические свойства детонационных покрытий при трении в гидрожидкости АМГ-10 определяют самообразующие в контакте трибологические структуры диссипативного типа, вид этих структур после трения по газотермическим покрытиям представлен на рис. 3, 4. В системах, которые включают бронзу, такие структуры образуются в результате избирательного растворения легирующих элементов бронзы в активизированной трением жидкости АМГ-10. Из оставшихся на поверхности атомов меди формируются структуры Гаркунова (рис. 2).

3. Минимальным уровнем износа обладают системы TiC–Ni БрАЖМц 10-3-1,5 и WC–NiP БрАЖМц 10-3-1,5.

4. При трении покрытий по хромированному сплаву ВТ-22, трибологические структуры образуются из сложных окислов, асфальтенов, коксов и др. Триботехнические характеристики таких систем несколько ниже, чем в системах, включающих бронзу.

Список литературы

1. *Бартенев С.С., Федько Ю.П., Григоров А.И.* Детонационные покрытия в машиностроении. – Л.: Машиностроение, Ленингр. отд-ние, 1982. – 215 с., ил.

2. *Аксенов А.Ф., Полищук И.Е., Кульгавый Э.А.* Состояние и перспективы использования антифрикционных покрытий на титановых сплавах. “Трение и износ” т.3, 1982.

3. *Крылов К.А., Хаймзон М.Е.* Долговечность узлов трения самолётов. М., “Транспорт”, 1976. – 183с.

4. *Кульгавый Э.А.* Триботехнические характеристики и их применение // Проблемы трибологии. Вып.№3. – 2003. – С. 51-61.

УДК 620.178.16(045)

А.И. Богданович, кандидат технических наук, И.В. Ткаченко
(Национальный авиационный университет, Украина),
К.Э. Гринкевич, кандидат технических наук
(Институт проблем материаловедения, Украина)

ОЦЕНКА КИНЕТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК И ЭНЕРГИИ АКТИВАЦИИ ИЗНОСА ПРИ ВОЗВРАТНО-ПОСТУПАТЕЛЬНОМ ДВИЖЕНИИ

Проведенные трибокинетические испытания стали 45 в среде вазелинового масла на машине трения АТКД в режиме обратно-поступательного движения определили кинетические характеристики (скорости реакции, порядок и константы скорости) и энергию активации износа $E^{P}_{ВП} = 8{,}962 кДж / моль$, *которая значительно меньше, чем при однонаправленном движении.*

Постановка задачи. Развитие современной авиационной, автомобильной, военной и сельскохозяйственной техники требует повышения надежности, производительности, экономичности машин, механизмов, агрегатов и составляющих их узлов. Особую актуальность эти требования приобретают при проектировании, производстве и эксплуатации современной техники. Повышение прочности, надежности, производительности техники зависит от поверхностной прочности отдельных агрегатов и узлов. В свою очередь, повышение поверхностной прочности конструктивных материалов, как и улучшение противоизносных свойств горюче-смазочных материалов, невозможно без проведения триботехнических испытаний с использованием энергетических, т.е. интегральных, универсальных, дифференциальных, инвариантных, хотя бы в одном диапазоне значений нагрузки (Р), скоростей скольжения ($V_{ск}$), температур (Т), критериев оценки износостойкости и противоизносных свойств материалов трибосопряжений. Такой универсальный критерий оценки износостойкости конструкционных материалов и противоизносных свойств смазочных материалов трибосопряжений был ранее предложен и экспериментально опробован для оценки износостойкости стали ШХ-15 и противоизносных свойств авиатоплива РТ, и авиационного масла гидравлического АМГ-10. [1]. Это – энергия активации поверхностного разрушения – E^{P}, т.е., собственно, износа. Этот критерий – энергетический (интегральный) по сути, универсальный и дифференциальный по использованию, инвариантный в диапазоне структурной приспосабливаемости материалов трибосопряжений. Экспериментально [1], (на машине трения МТ-1, которая является прообразом машины трения АТКД [2]) были установлены кинетические характеристики (порядки реакций – N^{P} и константы скоростей –K^{P}) всех трех стадий трибореакции, в том числе и третьей стадии – износа. Параметры трения существенно влияют на процессы изнашивания материалов трибосопряжений [3,4,5], и как следствие, возможно на трибокинетические характеристики процессов изнашивания. Испытания на машине трения АТКД могут быть осуществлены при однонаправленном и возвратно-поступательном (реверсивном) движении индентора, в режиме квазистатической и динамической нагрузки. Трибокинетические характеристики (порядки реакции N^{P} и константы скорости K^{P}) трех стадий трибореакции были определены при однонаправленном движении индентора, но E^{P} не рассчитывали [1].

Цель работы. В ходе проведения трибокинетических испытаний установить кинетические характеристики (N^{P} и K^{P}) и энергию активации износа в условиях возвратно-поступательного движения.

Экспериментальная часть. Для достижения поставленной цели было проведено трибокинетические испытания на машине трения АТКД в условиях возвратно-поступательного движения индентора со скоростью скольжения $V_{ск}$=0,13 м/с, нагрузке Р=30Н и двух температурах: T_1=313°К, T_2=333°К в среде вазелинового масла, как наиболее

распространенного инактивного смазочного материала, что соответствует диапазону нормального механо-химического износа материалов трибосопряжений или диапазону структурной приспосабливаемости этих же материалов. Индентор изготовленный из стали 40Х, закаленный до твердости 40 HRC. Плоский образец из стали 45 отшлифован по восьмому классу чистоты.

В ходе трибокинетических испытаний в результате износа плоского образца образовывалась „дорожка" длиной l = 8 мм. Глубина и ширина этой „дорожки" зависят от времени испытаний - t и измеряли их с помощью профилометра - профилографа завода „Калибр".

Расчетная часть. Измерив глубину (h), ширину (b) и, зная длину (l = 8 мм) дорожки износа, согласно формуле (1) рассчитываем объем износа V:

$$V = \frac{1}{2} h \cdot b \cdot l$$

Затем, зная значение V_1, рассчитываем скорость износа ω:

$$\omega = \frac{\Delta V}{\Delta t} = \frac{V_{t_i} - V_{t_{i-1}}}{t_i - t_{i-1}},$$

где V_{t_i} и $V_{t_{i-1}}$ – объемы износа в моменты времени t_i и t_{i-1}, соответственно.

Порядок реакции износа N^P рассчитывали по формуле :

$$N^P = \frac{\lg \omega_2 / \omega_3}{\lg V_2 / V_3},$$

где ω_2 и ω_3 – скорости износа для времени t_2 и t_3 соответственно, V_2 и V_3 – объемы износа для времени t_2 и t_3 соответственно.

Константы скорости износа K^P рассчитываем, используя конечную разность объемов износа в интервале Δt, т.е.

$$K^P = \frac{\Delta V}{\Delta t V_a} = \frac{\omega}{V_a},$$

где V_a – среднее арифметическое значение V в начале и в конце интервала Δt.

Результаты расчетов объёмов износа V, скоростей износа ω, порядков реакции N^P, константы скоростей износа K^P, а также коэффициенты вариации оценки K^P – W и время испытаний t приведены в таблице 1.

Таблица 1 - кинетические характеристики износа, которые были определены в условиях возвратно-поступательного движения

Температура испытаний T, °K	Время испытаний $t \times 10^3$, с	Объем износа, V, $мм^3$	Скорость износа для интервалов времени t, $\omega \times 10^{-5}$, $мм^3/с$	Порядок реакции износа, $N^P \times 10^{-3}$, $с^{-1}$	Константы скорости износа $K^P \times 10^{-3}$, $с^{-1}$	Средние значения K^P, $K^P_C \times 10^{-3}$, $с^{-1}$	Коэффициенты вариации определения K^P, W, %	Значение K^P определенное графически
313	1,8	0,0440		0,90		0,1222	18,9	tg7° = 0,1225
	3,6	0,0580	0 (7)		0,1525			
	5,4	0,06904	0,61 (3)		0,0966			
	7,2	0,08536	0,90 (6)		0,1174			
333	1,8	0,04373		1,22		0,1683	13,8	tg9°30′ = 0,1675
	3,6	0,05920	0,859(4)		0,1670			
	5,4	0,08536	1,45 (3)		0,2011			
	7,2	0,10933	1,361(6)		0,1368			

Также для проверки правильности определения кинетических характеристик износа ω, N^P, K^P, согласно полученным результатам, проведенных трибокинетических испытаний, были построены графики зависимости lgV от t. (рис.1).

Линейные зависимости lgV от t подтвердили первый порядок реакции износа ($N^P \approx 1$) и графически определили константы скорости износа, т.к. K^P равно тангенсу угла наклона прямой к оси абсцисс. Константы скорости износа, которые были определены графически, также приведены в таблице 1.

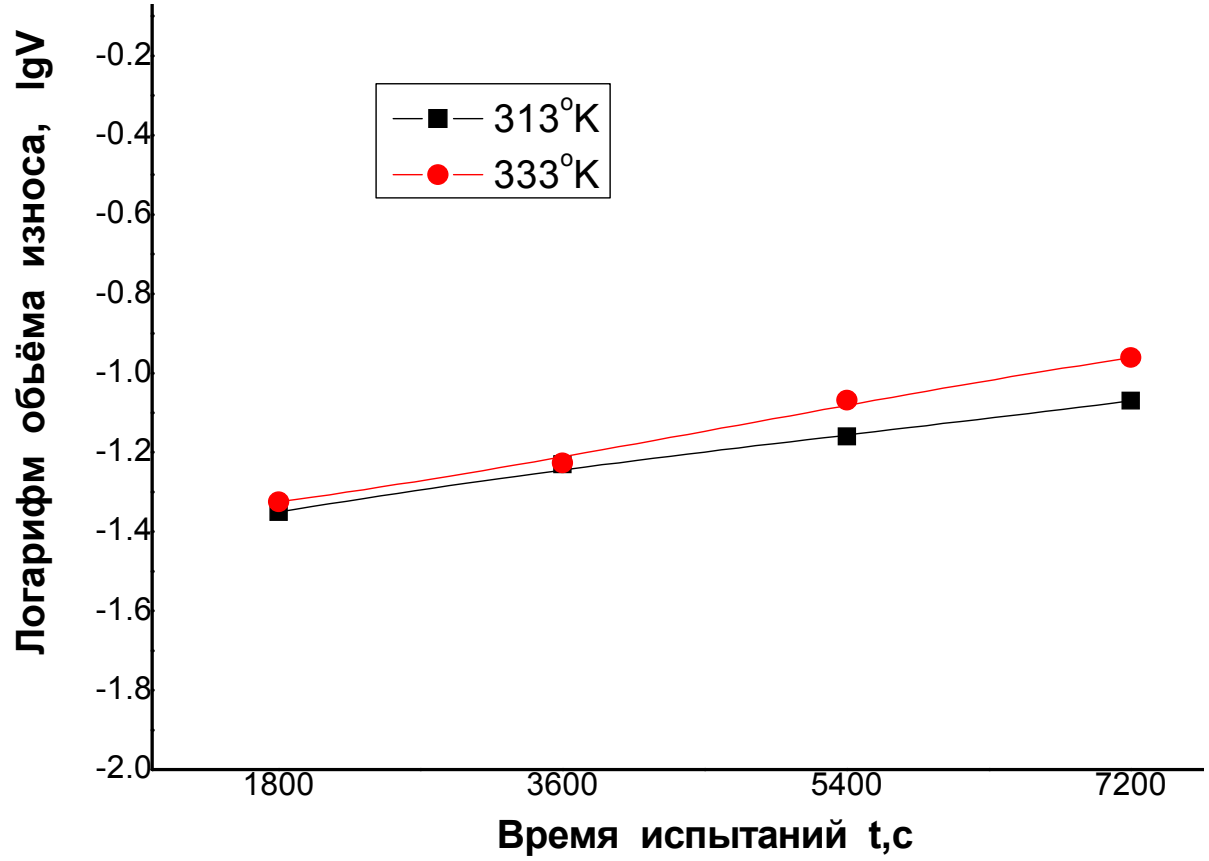


Рис. 1. График зависимости логарифма обьёма износа (lgV) от продолжительности (времени) испытаний (t) при двух температурах T_1=333°К и T_2=313°К

Зная K^P при двух температурах T_1 = 333°К и T_2 =313°К, согласно уравнению Арренуса, рассчитываем энергию активации износа в условиях возвратно-поступательного движения:

$$E_{ВП}^{P} = \frac{RT_1T_2}{T_1 - T_2}\ell n\frac{K_1^P}{K_2^P} = \frac{1.9144 \cdot 333 \cdot 313}{333 - 313}\lg\frac{0.1683}{0.12215} = 8.962 кДж / моль,$$

где R - универсальная газовая постоянная.

Отметим, что при однонаправленном движении значения E^P в среде авиатоплив (ТС-1, РТ) [6,7] приблизительно в 2 раза больше, а значение E^P в среде масла АМГ-10 в 5,5 раз больше чем $E_{ВП}^{P}$ в среде инактивного вазелинового масла в условиях возвратно-поступательного движения. Таким образом, известный [8] отрицательный эффект «реверса» - интенсификация износа в сравнении с однонаправленным движением подтверждено существенным уменьшением значения $E_{ВП}^{P}$.

Выводы.

1. Впервые определены значения кинетических характеристик (скорости, порядка и константы скоростей) и энергия активации износа в условиях возвратно-поступательного движения $E^{P}_{ВП} = 8{,}962 кДж/моль$.
2. Значение $E^{P}_{ВП}$ в среде инактивного масла (в условиях реверсивного движения) приблизительно в 5,5 раза меньше чем E^{P} в среде масла с присадками (в условиях однонаправленного движения).
3. Полученные результаты подтвердили целесообразность расчетно-экспериментальной методики оценки кинетических и энергетико-активационных характеристик износостойкости материалов трибосопряжений [1] при возвратно-поступательном движении на машине трения АТКД, а также адекватность этой методики кинетической модели нормального механо-химического износа при граничной смазке [9,10].
4. Показано, что определение значения энергии активации износа не только позволяет сравнивать противоизносные свойства различных по своим физическим свойствам смазочных материалов и износостойкость конструкционных материалов, но и характеризовать условия трения (однонаправленное, возвратно-поступательное).

Список литературы

1. *Богданович А.И.* Кинетические и энергетико-активационные характеристики износостойкости и совместимости материалов трибосопряжений: автореф. дис. канд. техн. наук - К.: КИИГА, 1987. - 20 с.

2. *Зенкин Н.А. Гринкевич К. Э.* Комплекс диагностической аппаратуры и методология контроля параметров трибосистемы в динамических условиях испытаний// Контроль. Диагностика. 2002. № 6. - с. 49-51.

3. *Костецкий Б.И., Носовский И.Г., Бершадский Л.И.* и др. Надежность и долговечность машин.-К.: Техника, 1975.- 408с.

4. *Лабунец В.Ф.* Проблемные вопросы трения и изнашивания и перспективы их решений // Проблемы трения и изнашивание, 2006.- Вип. 46. - с. 5-28.

5. *Гринкевич К.Э.* Некоторые положения структурно-динамической концепции трибосистемы и их практическая реализация // Трение и износ. 2003. Т.24, № 3.- с. 344-350.

6. *Богданович О.І.* Енергія активації протизносних властивостей авіапалива ТС-1 довготривалого зберігання. - Матеріали IV Міжнародної науково-технічної конференції НАУ, 23-25 квітня 2002 м. Київ, 2002, с. 43.57-43.59.

7. *Дмитрієв С.О., Богданович О.І.* Порівняння энергії активації зношування сплаву ШХ15 в паливі „ТС-1” з аналогічним значенням энергії активації зношування в паливі „ТС-1” довготривалого зберігання. - Матеріали VIII Міжнародної науково-технічної конференції. „Авіа-2007”. Київ, 2007, с. 33.79-33.82.

8. Справочник по триботехнике /под ред. А.В. Чичинадзе.- Т.1.- М.:Машиностроение, 1989.- 397 с.

9. *Бершадский Л.И., Богданович А.И.* Кинетическая модель махано-химического износа. Тезисы докладов Республиканской научно-технической конференции «Управление надёжностью машин».- Кировоград, 1978, с. 183-186.

10. *Бершадский Л.И., Богданович А.И.* О кинетической теории механо-химического износа.- Проблемы трения и изнашивания, 1980, вып.18, с. 30-37.

УДК 621.891

О.І. Духота, кандидат технічних наук, О.В. Тісов,
Г.А. Волосович, кандидат технічних наук
(Національний авіаційний університет, Україна)

ВПЛИВ НАПРУЖЕНО-ДЕФОРМОВАНОГО СТАНУ НА ЗНОСОСТІЙКІСТЬ КОМПОЗИЦІЙНИХ МАТЕРІАЛІВ

Показано вплив напружено-деформованого стану на зношування композиційного покриття, описано методику його розрахунку для покриттів системи припой ВПр16 – WC. Приведено результати триботехнічних випробувань покриттів, створених з урахуванням їх напружено-деформованого стану, зносостійкість яких в 5 разів перевищує зносостійкість базового титанового сплаву ВТ22.

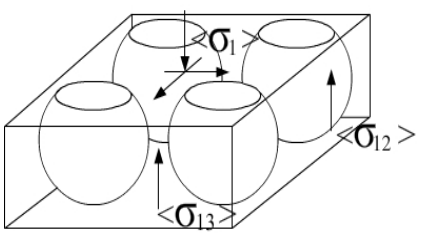
Напружено-деформований стан. Специфічність роботи матеріалів вузлів тертя при зношуванні полягає в виникненні максимальних напружень в мікрооб'ємах поверхневого шару, що можуть призводити до передчасного виходу деталей з ладу в зв'язку із зношуванням та втомним руйнуванням. Формування напруженого стану істотно залежить як від нормального, так і тангенційного навантаження. Причому напруження, які при цьому виникають, можуть бути максимальними як на поверхні деталі, так і знаходитись на певній глибині, всередині покриття. Також, важливим є виділення напружень стиску та напружень розтягу, так як останні є більш небезпечними з точки зору можливості зародження тріщин і руйнування матеріалу в зоні контакту, особливо при накладанні контактних напружень (не обов'язково максимальних) на залишкові напруження, які виникають при нанесенні покриттів або при термічній обробці.

Напружено-деформований стан (НДС) в зоні контакту виникає внаслідок дій сил тертя в зв'язку з опором мікропереміщенням, зумовленими різними формами контактуючих поверхонь або різними пружними характеристиками матеріалів деталей, чи в зв'язку з дією зовнішніх дотичних сил. В усіх цих випадках сили тертя суттєво змінюють розподіл і величину напружень в зоні контакту. Тому дослідження впливу фізико-механічних характеристик покриття і виду навантаження на величину і характер розподілу напружень в матеріалі при контактному навантажені є важливим і актуальним завданням для прогнозування надійності та довговічності деталей вузлів тертя. Особливо важливим такий підхід є при створенні багатошарових градієнтних покриттів та одношарових покриттів з умовно стовпчастою структурою, необхідно визначити НДС таких покриттів, навантажених силами тертя та його залежність від структури матеріалу.

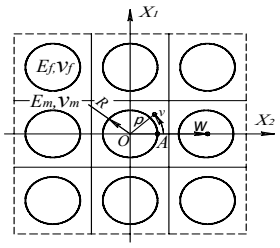
Для деталей із титанових сплавів, які працюють в умовах інтенсивного зношування, ефективним методом поверхневого зміцнення і відновлення в цьому плані може бути нанесення зносостійких покриттів шляхом напаювання у вакуумі або контрольованій атмосфері з використанням в якості присадок композиційних порошкових матеріалів у складі карбідів вольфраму чи хрому та припою системи Ti-Cu-Ni-Zr з температурою плавлення 1190-1230К [1]. Такі матеріали дають можливість, по-перше, проводити напаювання при температурах, що не перевищують температуру поліморфного перетворення титанових сплавів і практично зберегти їх початкову структуру. По-друге, завдяки високій твердості армуючих карбідних частинок, забезпечується висока зносостійкість покриття.

Стосовно до робочих лопаток компресора одного із ГТД проблема відновлення контактних поверхонь антивібраційних полиць була вирішена напаюванням композиційного матеріалу ВТН-1, розробленого НПО «ВИАМ», до складу якого входить суміш порошків WC і припою ВПр-16 на основі титану в співвідношенні 1:1. [2]. При напаюванні такого компоненту утворюється покриття, в якому висока твердість частинок карбідної фази WC поєднується з міцним з'єднанням їх між собою і з поверхнею деталі за рахунок утворення міцного міжметалевого зв'язку матеріалу припою із титановою основою.

Композиційний матеріал та схему навантаження при створенні покриттів ВПр16-WC за умови одношарового розміщення частинок та фінішної обробки поверхні можна змоделювати як безперервно-армоване середовище (рис 1.). Простір між частинками WC заповнено зв`язуючим середовищем – матрицею, пружні властивості якої відрізняються від властивостей частинок WC (рис. 1а.). Для врахування ефекту взаємодії, який досить суттєвий при високому об'ємному вмісті наповнювача, припускаємо, що циліндричні частинки розташовані в вузлах тетрагональної решітки (рис. 1б.).



а



б

Рис. 1. Моделі покриття. а - модель композиційного матеріалу і схема навантаження, б - структурна модель покриття

На гетерогенний матеріал діють сили нормального тиску, які викликають в ньому стан поздовжнього стиску $<\sigma_1>$ і сили тертя, що викликають стан поздовжнього зсуву $<\sigma_{12}>$, $<\sigma_{13}>$ (рис. 1а). В пружній області ці стани розділяються, що дає змогу вирішувати два самостійні завдання. Оскільки контактне завдання в даній постановці не розглядалося, то локальні поля напружень у компонентах визначалися на деякій відстані від поверхні, де кромочні ефекти затухають. Опускаючи довгі математичні виведення, приводимо кінцеві формули для коефіцієнту поздовжнього зсуву K_{1r} та коефіцієнту поздовжнього стиску Kr [3]

$$K_{1r} = \frac{\sigma_{1r}}{<\sigma_{12}>} = \frac{2G_f / G_m}{\eta + (1+\xi)G_f / G_m}[1 + 4S\frac{\xi^2}{\pi^2}(3 + 7\frac{\xi^2}{\pi^2})]$$

$$Kr = \frac{\sigma_r}{<\sigma_1>} = Q\{1 - \xi + 3\frac{\chi_m + 1}{\chi_m + G_m / G_f}(3 + 10\frac{\xi^2}{\pi^2})\frac{\xi^2}{\pi^2}\}$$

де $S = \frac{1 - G_f / G_m}{1 + G_f / G_m}$; η і ξ – об'ємний вміст відповідно матриці і наповнювача; G_m і G_f – модулі зсуву матриці і включення; ρ і υ – координати точки в матриці, σ_{ij} – напруження;

$$Q = \frac{1}{E}\frac{4G(\upsilon_m - \upsilon_f)}{2 - \xi + \chi_m\xi + \eta G_m / G_f(\chi_f - 1)}; \qquad [3]$$

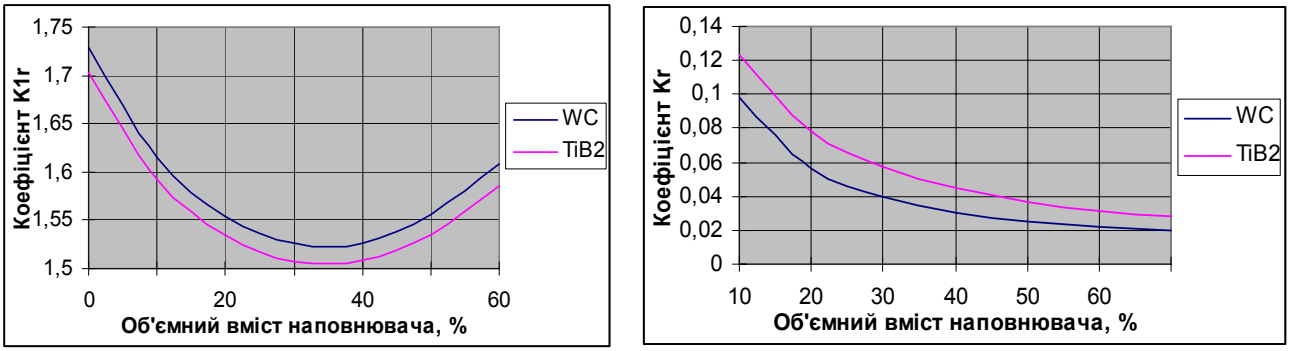
Таким чином, отримані аналітичні вирази для локальних полів напружень σ_1, σ_2, σ_3, σ_{23}, σ_{12}, σ_{13}, що діють в матриці залежно від механічних характеристик компонентів і структури композиційного матеріалу.

За допомогою даної методики обрахуємо напружений стан, який виникає в композиціях ВПр-16 - наповнювач (TiB_2; WC) Вихідними даними для розрахунку були модуль пружності E, модуль зсуву G, коефіцієнт Пуассона v. В першому наближенні характеристики матриці були прийняті такими, що відповідають титану, а саме: $E_m=1{,}08\cdot10^5$ МПа, $G_m=0{,}41\cdot10^5$ МПа, $v_m=0{,}21$.

Наведені нижче результати (рис. 2.) свідчать про те, що існує такий об`ємний вміст включень (30-50 об. %), при якому фіксується мінімум інтенсивності локальних дотичних напружень у матриці. Що, відповідно, буде сприяти збільшенню зносостійкості таких композиційних матеріалів. Таким чином, виходячи із ідеалізованих умов, розраховані залежності концентрацій напружень у композиції від співвідношення механічних властивостей і об`ємного співвідношення матриці і включень.

Результати досліджень. Вибір наповнювача для покриття визначається вимогами, що висуваються до зміцнюючих фаз, а саме: зміцнююча фаза повинна мати високу зносостійкість, твердість, міцність як при низьких, так і при підвищених температурах,

корозійну стійкість в хімічно активних середовищах, достатню жаростійкість, інертність до матеріалу матриці при підвищених температурах. Важливу роль має модуль пружності,



а б

Рис. 2. Залежності максимальних концентрацій напружень від об'ємного вмісту WC та TiB_2
а) поздовжнього зсуву K_{1r}; б) поздовжнього стиску K_r

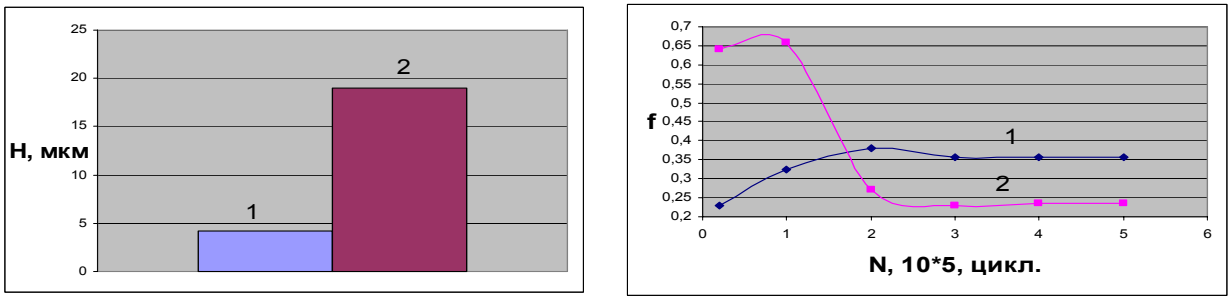
оскільки в шарах, близьких до поверхні тертя, можливе втомне руйнування матеріалу.

Певною мірою задовольняють даним вимогам порошки карбідів, серед яких перспективним є використання в якості наповнювача карбіду вольфраму WC. Даний матеріал рекомендується для створення композицій з метою підвищення твердості та зносостійкості (також в умовах тертя без змащування та фретинг-корозії).

На рис. 3,а представлена гістограма величини середнього лінійного зносу композиційної напайки 50%мас. Припою ВПр-16 +50%мас. WC (70+30%об). Випробування даних покриттів проводилися в однойменних парах при наступних умовах віброциклічного навантаження:

- питоме навантаження P=19,8МПа
- амплітуда відносного переміщення зразків A=120мкм
- частота вібропереміщення f=25Гц
- температура T=293-298К
- база випробуваня $N=5\cdot10^5$ циклів

Як видно, величина середнього лінійного зносу композиції ВПр-16-WC по відношенню до сплаву ВТ8 майже в 5 разів нижча. Характер зміни коефіцієнта тертя із зростанням числа циклів фретингу контактної пари ВПр-16-WC - ВПр-16-WC відрізняється від контактної пари сплав ВТ8 – сплав ВТ8 відсутністю на початковій стадії дільниці з високим коефіцієнтом тертя (рис. 3б). Наявність такої дільниці на залежності f= f(N) при терті в умовах фретинг-корозії пояснюється руйнуванням в початковий період тертя природної оксидної плівки металу і активізації внаслідок цього адгезійних процесів на ювенільних плямах фактичного контакту, що супроводжуються схопленням поверхонь тертя. На стадії сталого тертя середнє значення коефіцієнта тертя композиції ВПр-16-WC в 1,7 раза перевищує коефіцієнт тертя сплаву ВТ8

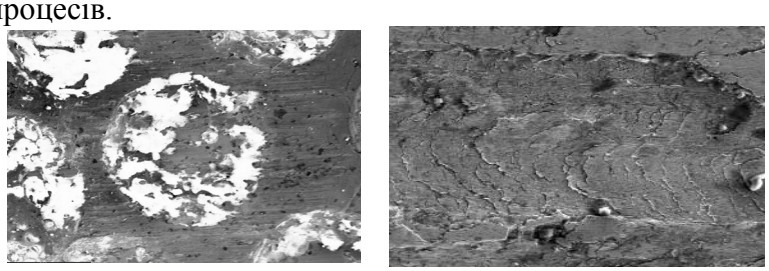


а б

Рис. 3. Результати випробувань. а – порівняння зносостійкості напайки ВПр-16 – WC (1) і базового сплаву ВТ8(2); б – залежність коефіцієнта тертя від кількості циклів для контактної пари ВПр-16 – WC - ВПр-16 - WC (1) і сплав ВТ8-сплав ВТ8 (2)

Необхідно відмітити, що в межах випробуваних по даному варіанту зразків спостерігався різний характер зношування. На одних ділянках доріжки тертя після випробувань мають регулярний рель'єф по всій номінальній площині контакту без будь-яких значимих пошкоджень. При металографічному аналізі поверхні зразків в даному випадку спостерігається щільний, рівномірний розподіл частинок карбідної фази. На інших ділянках має місце викришування карбідної фази з утворенням локальних пошкоджень кратероподібного і боріздкового типу. На таких дільницях, як правило, відмічається мала щільність частинок карбідної фази. Така закономірність характеру руйнування доводить, що оптимальне співвідношення матриці і наповнювача дійсно існує.

За структурою напайка ВПр-16-WC представляє собою типовий композиційний матеріал, в якому тверді карбідні частинки WC закріплені в більш м'якій матриці матеріалу припою ВПр-16 (рис. 4а.). Визначення мікротвердості структурних складових напайки показали наступні їх значення: карбідна фаза – $H_м$=15,2 -17,9 ГПа, зв'язка – $H_м$=4,3 – 5,1 ГПа, перехідний шар - $H_м$=3,7 - 4,1 ГПа. Висока зносостійкість композиційних матеріалів, побудованих за принципом "наповнювач – зв'язка" забезпечується тим, що тверді частинки наповнювача, розташовуючись в зоні тертя переважно на плямах фактичного контакту, перешкоджають схопленню і забезпечують високий спротив зношуванню. Зв'язка, з однієї сторони, утримує частинки наповнювача, а з іншої, маючи певний запас пластичності, забезпечує релаксацію напружень, що виникають в матеріалі, знижуючи інтенсивність розвитку втомних процесів.



а б

Рис. 4. Структура покриттів. а – мікроструктура напайки ВПр-16-WC, х100; б – топографія поверхні доріжки тертя зразків напайки ВПр-16-WC після випробувань на зношування при фретинг-корозії.

На користь того, що основне контактне навантаження в напайці ВПр-16-WC несуть частинки карбідної фази, свідчать результати металографічного аналізу зони контакту зразків після випробування. Як видно із знімка мікроструктури (рис. 4б), на ділянках фактичного контакту спостерігається руйнування частинок карбідної фази, в той час як у зв'зуючому матеріалі (матриці) яких-небудь помітних змін не спостерігається.

Висновки: Результати проведених досліджень свідчать, що в композиційному покритті системи ВПр-16-WC існує оптимальне співвідношення матриці і наповнювача на рівні 30%об. для WC і 70% об. для припою ВПр-16. Основна частка навантаження сприймається частинками WC. Нерівномірний розподіл карбідної фази у покритті призводить до його підвищеного зношування. Результати триботехнічних випробувань показали високу зносостійкість даного покриття, що робить можливим його використання для відновлення і поверхневого зміцнення деталей.

Список літератури

1. *Неровный В.М., Переметько А. Я.* Упрочнение и восстановление поврежденных робочих поверхностей титановых деталей дуговой напайкой в вакууме// Сварочное производство. –М.: Машиностроение, 1995. - №3.

2. *Ю.С. Елисеев. В.В. Крымов, К.А. Малиновский, В.Г. Попов*. Технология эксплуатации, диагностики и ремонта газотурбинных двигателей. – М.; Высшая школа, 2002. – 355С.

3. *Кіндрачук М.В.* Розробка теоретичних і технологічних принципів формування евтектичних покриттів на основі заліза з високими триботехнічними властивостями при підвищених температурах: Автореф. дис. д–ра техн. наук: 05.02.04/ ІПМ. – К., 1995. – 49 с.

УДК 621.891

В.І. Дворук, доктор технічних наук,
В.В. Клімін, О.В. Тісов, В.О. Пасічник
(Національний авіаційний університет, Україна)

МОДЕРНІЗОВАНА ТРИБОМЕТРИЧНА МАШИНА 2070 СМТ-1

Описано модернізовану трибометричну машину 2070 СМТ – 1 для трибологічних випробувань матеріалів та вивчення трибологічних процесів в механічних системах за різних умов. В процесі випробувань забезпечується можливість безперервного вимірювання моменту тертя та лінійного зносу, а також їх реєстрації та збереження за допомогою комп'ютерної системи.

Вступ. Пошук та правильний підбір матеріалів для вузлів тертя - один з ефективних шляхів підвищення довговічності машин. Для цього використовуються численні експериментальні методи досліджень та випробувань. Область трибології, що охоплює широке коло питань – від вимірювання тертя та зносу, випробувань мастильних матеріалів та оцінки триботехнічних деталей до контролю стану обладнання та його випробувань на надійність отримала назву трибометрія [1].

Головним завданням трибометрії є трибологічні випробування та вивчення трибологічних процесів за допомогою лабораторних випробувальних пристроїв. Про важливість останніх свідчить той факт, що переважна більшість результатів трибологічних випробувань, що опубліковані у провідних вітчизняних та закордонних фахових виданнях, отримані саме на лабораторних установках, а не на реальних машинах.

В другій половині минулого століття в колишньому СРСР було розроблено і налагоджено промислове виробництво трибометричних машин різних моделей, що забезпечені чутливою, для свого часу, реєструючою та аналітичною апаратурою. Ці машини позитивно зарекомендували себе у практиці лабораторних досліджень і до сьогодні знаходять активне і широке застосування. Але у зв'язку з тим, що виробництва нових установок значно скоротилося виникла проблема оновлення існуючого парку випробувальних машин. Вирішити цю проблему за рахунок придбання зарубіжних аналогів не є можливим через недостатність бюджетних асигнувань. Разом з тим наукові заклади мають на балансі велику кількість установок морально застарівших, перед усім, через відсутність у них сучасного вимірювального та реєструючого обладнання, при тому, що базові складові їх силова та механічна частини не поступаються, а іноді і якісно переважають зарубіжні аналоги. До їх числа належить стандартна машина 2070 СМТ – 1, що призначена для трибологічних випробувань матеріалів та вивчення трибологічних процесів в механічних системах. До комплекту її обладнання входять: випробувальна установка, блок з контрольно-вимірювальними та реєструючими приладами. Принцип дії машини полягає в наступному: за заданих умов (частота обертання вала, навантаження на трибосистему, шлях тертя, схема тертя, вид тертя, робоче середовище) відбувається фрикційна взаємодія поверхонь у відносному русі, в процесі якої вимірюють та реєструють момент тертя трибосистеми.

На основі досвіду, отриманого під час експлуатації цієї машини, можна відмітити ряд недоліків, що обмежують її дослідні можливості, зокрема:

- відсутність можливості моніторингу зв'язку між тертям та зношуванням трибосистеми;
- недосконаліть системи збору, реєстрації та візуалізації трибометричних параметрів під час випробувань;
- трудомісткість обробки та аналізу трибометричних даних.

Для усунення вказаних недоліків необхідно провести відповідну модернізацію машини. Розв'язанню цього завдання і присвячено представлену роботу.

Опис модернізованої машини. На відміну від базового варіанту, модернізована машина додатково містить у собі вимірювач лінійного зносу механічних трибосистем, а

також комп'ютерну вимірювально-обчислювальну систему збору та обробки трибометричної інформації. Кінематичну схему модернізованої машини 2070 СМТ–1 наведено на рис. 1.

Електричний двигун 18 через зубчастий ремінь 1 обертає шківи 3 та 5 (частота 75-1500 (±13%)об./хв.). Шків 3 через запобіжний штифт 4, вал муфту 7, датчик моменту тертя 9, муфту 10 обертає вал бабки 12, на якому встановлено нижній зразок 15. Шків 16 через вал, каучукову муфту 6, вал, шестерні обертає вал каретки 13, на якому встановлений верхній зразок 14. Зразки 14 та 15 притискаються один до одного силою пружини пристрою навантаження 16. Величину навантаження (2-200 Н) регулюють віссю-гвинтом, який передає навантаження на зразки через п'яту, кронштейн та корпус каретки 13. В процесі роботи машини зусилля навантаження на зразки вимірюється датчиком навантаження, функції якого виконує прецизійний опір. Частота обертання привода реєструється тахогенератором 17, кількість обертів зразка - безконтактним вимикачем 2. Інформація з датчиків навантаження, швидкості та числа циклів надходить до пульту керування.

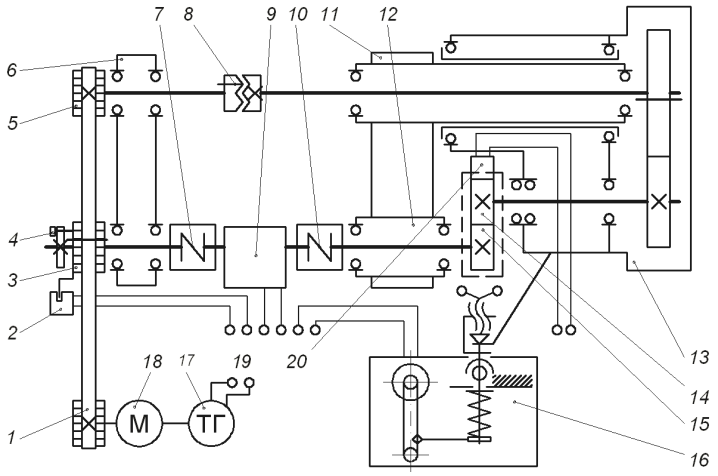


Рис.1. Кінематична схема модернізованої трибометричної машини 2070 СМТ-1:

1 – зубчатий ремінь; *2* – безконтактний датчик числа обертів; *3*, *5* – шківи; *4* – запобіжний штифт; *6* – задній вальницевий вузол; *7*, *10* – муфта; *8* – роз'ємна муфта; *9* – індукційний датчик моменту тертя; *11* – перехідний вальницевий вузол; *12* – передня бабка; *13* – каретка; *14*, *15* – зразки; *16* – механізм навантаження; *17* – тахогенератор; *18* – електродвигун; *19* – пульт керування; *20* – індукційний датчик лінійного зносу

Величина моменту тертя безперервно вимірюється безконтактним індуктивним датчиком 9 на нижньому зразку 15.

Величина сумарного лінійного зносу зразків безперервно вимірюється спеціальним вимірювачем 20 з індуктивними датчиками [2] на верхньому зразку 14. Інформація з датчиків моменту тертя та зносу надходить до комп'ютерної системи, де вона реєструється, обробляється і зберігається. Структурну схему комп'ютерної трибометричної системи приведено на рис.2.

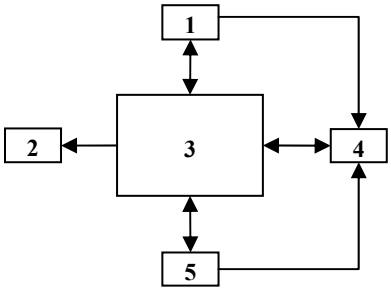


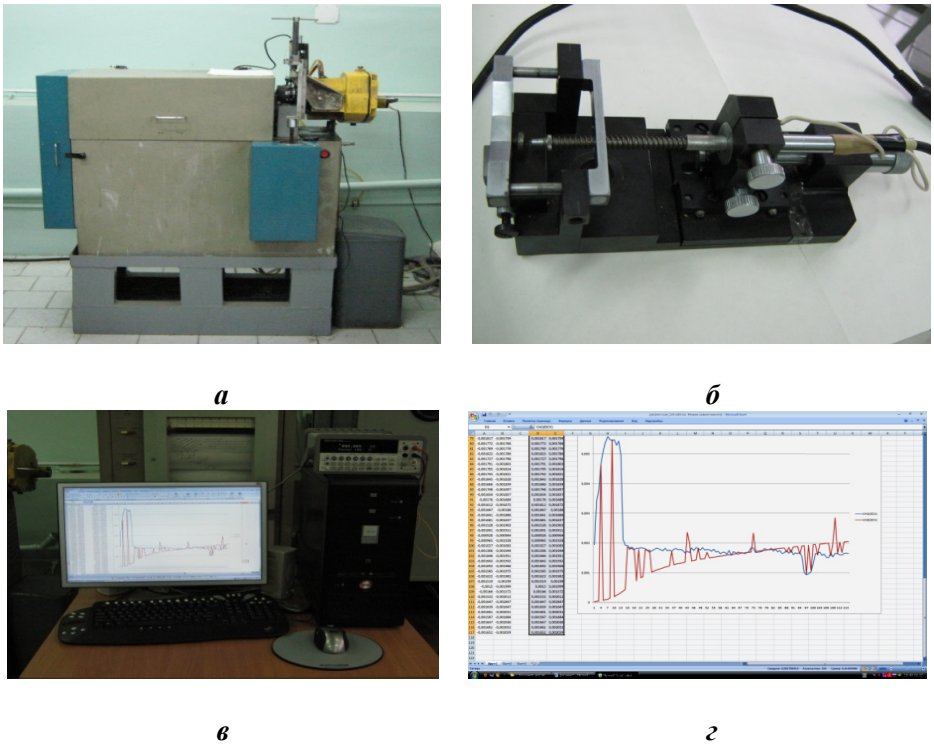
Рис. 2. Структурна схема комп'ютерної системи трибометричної машини 2070 СМТ–1:
1– індукційний датчик моменту тертя; *2* – принтер; *3*-компютер; *4* – цифровий мультиметр; *5*– індукційний датчик зносу

Вона містить у собі перетворювачі та блоки, що формують такі два канали:

- вимірювання та реєстрації моменту тертя;
- вимірювання та реєстрації зносу трибосистеми.

Трибосистема, як об'єкт дослідження, не має безпосереднього контакту з вимірювальними каналами. Для датчиків моменту тертя 1 та зносу 5 по відповідних каналах трибометрична інформація надходить у цифровий мультиметр 4, а з нього у комп'ютер 3. Результати вимірювань відображаються на екрані монітора і зберігаються у послідовності файлів для наступного перегляду та аналізу. За необхідності вони можуть бути виведені на принтер 2.

Загальний вигляд модернізованої трибометричної машини 2070 СМТ – 1 показано на рис.3.



а ***б*** ***в*** ***г***

Рис. 3. Загальний вигляд модернізованої трибометричної машини 2070 СМТ–1: *а* – машина; *б* – датчик зносу; *в* – комп'ютерна система; *г* – типові графіки зміни моменту тертя та зносу у часі

Висновки. У результаті цієї роботи модернізовано трибометричну машину 2070 СМТ – 1 для трибологічних випробувань матеріалів та вивчення трибологічних процесів в механічних системах за різних умов (частота обертання вала, навантаження на трибосистему, шлях тертя, схема тертя, вид тертя, робоче середовище). В процесі випробувань забезпечується можливість безперервного вимірювання моменту тертя та лінійного зносу, а також їх реєстрації та зберігання за допомогою комп'ютерної системи. Порівняно з базовим варіантом, така машина дозволяє підвищити інформативність та експресність оцінки трибометричних параметрів трибосистеми, а також – зменшити трудомісткість її отримання.

Список літератури

1. *Чихос Х.* Системный анализ в трибонике/ перев. с английского С. Харламов. – М: Мир,-1982 – 35к.

2. *Дворук В.І., Матросов М.В.* / Прецизійний вимірювач лінійного зносу механічних трибосистем для випробувальної машини 2070 СМТ – 1// Проблеми тертя та зношування: Зб. нук. Праць.- К., 2006 - №50. – С.44-49.

3. *Дворук В.І, Клімін В.В., Пасічник В.О., Тісов О.В*. Модернізована трибометрична машина 2070 СМТ – 1// Проблеми тертя та зношування: ''Наук. - техн. Зб. – К.: Видавництво НАУ'' НАУ-друк, 2009.- вип. 51. – С.

УДК: 629.73-03.03 (045)

Б.О. Грязнов, доктор технічних наук
(Інститут проблем міцності НАН України, Україна)
О.С. Тугарінов, кандидат технічних наук
(Національний авіаційний університет, Україна)

ОПІР ВТОМИ ЗРАЗКІВ З ЖАРОМІЦНИХ СПЛАВІВ ІЗ ЗАХИСНИМИ ПОКРИТТЯМИ

У статті викладені результати випробувань на втому зразків з жароміцних сплавів із захисними покриттями

Підвищення ефективності і потужності стаціонарних і транспортних ГТД вимагає підвищення температури і ступеня стиснення робочого тіла, що, у свою чергу, вимагає застосування для деталей проточної частини двигунів більш жароміцних матеріалів, які б могли тривалий час (тисячі годин) працювати в умовах комплексного теплосилового навантаження і чинити опір в цих умовах корозійній дії високотемпературного газового потоку.

Як відомо [1, 2, 3, 6], тривале експлуатаційне напрацювання істотно перероджує поверхневий шар робочих лопаток і катастрофічно знижує опір втомі робочих лопаток перших ступенів турбіни, де найбільш високі робочі температури. Ці дослідження, що виявили причину зниження несучої здатності конструкційних елементів, чітко показали необхідність застосування захисних покриттів.

Найширше і вже значний час як захисні покриття застосовуються дифузійні покриття на основі алюмінію і кремнію.

На жаль, дифузійне силіціювання не застосовується до нікелевих сплавів, які використовуються для виготовлення високонапружених деталей — робочих лопаток турбін із-за підвищеної крихкості силіцируваного шару. Проте цей тип покриттів придатний для захисту соплових лопаток турбін ГТД, оскільки соплові лопатки значно менше зазнають дію силових чинників (як статичних, так і циклічних).

На рис. 1 приведені криві втоми зразків із сплаву ЖС6К, що випробувані в умовах кругового вигину як при ізотермічному нагріві (1173 і 1373 К), так і при термоциклуванні (373 ⇆ 1173 К і 373 ⇆1373 К [4, 5]). З розгляду цих кривих видно, що алітирування як в ізотермічних умовах, так і при термоциклуванні підвищує опір втомі дослідженого сплаву.

На рис. 2 приведені криві втоми жароміцного ливарного хромонікелевого сплаву СН-25 з різними жароміцними захисними покриттями. Як видно з малюнка, захисні електронно-променеві покриття викликають зниження опору втомі дослідженого жароміцного сплаву приблизно на 10%, причому це зниження можна пояснити появою залишкової розтягуючої напруги, що виникає із-за відмінності коефіцієнтів лінійного розширення покриття і основи.

Досліджено також вплив електронно-променевих покриттів типу CoCrAlY на опір втомі зразків з ливарного жароміцного хромонікелевого сплаву ЧС70ВІ. Загальна товщина захисного покриття 135 мкм.

Технологія нанесення захисного покриття, яка розроблена в ІЕЗ ім. Е. О. Патона АН України, включала такі операції: 1) поліровку поверхні зразка; 2) нанесення металевого покриття; 3) дифузійний відпал; 4) зміцнення мікрокульками 150—200 мкм; 5) рекристалізаційний відпал; 6) старіння.

Хімічний склад металевих захисних покриттів: Со — основа; Сг — 22—26%; АІ —9 %; Y — 0,2 %.

Досліджувався також вплив двошарових захисних покриттів і товщини керамічного шару на опір втомі зразків з ливарного жароміцного сплаву ЧС70ВН. При нанесенні двошарового захисного покриття за технологією ІЕЗ АН України наносилося керамічне покриття ZrO_2, потім зразки відпалювали і піддавалися старінню.

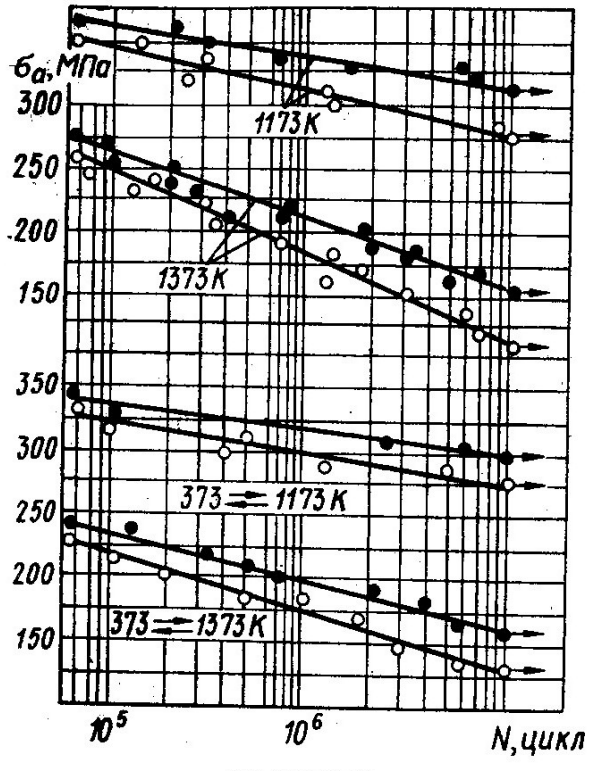


Рис. 1. Криві втоми зразків із сплаву ЖС6К:
◦ - без покриття;
• - алітовані.

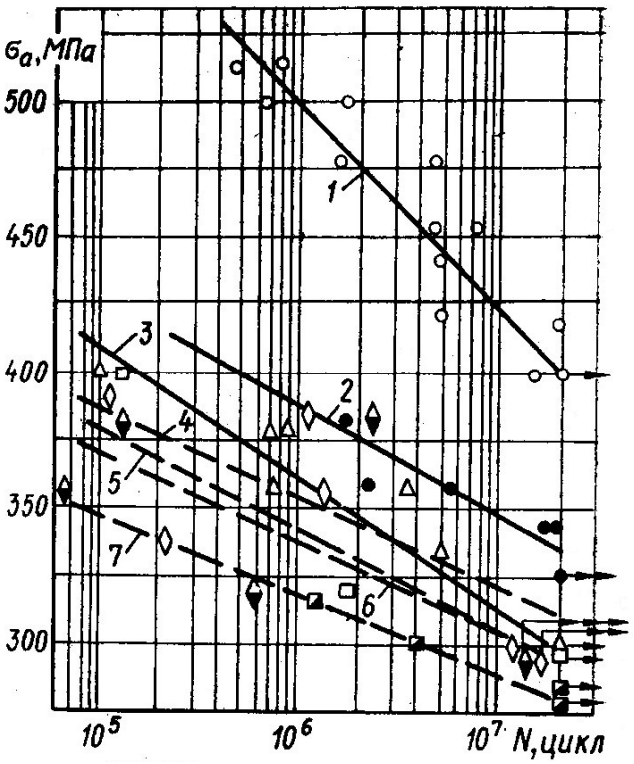


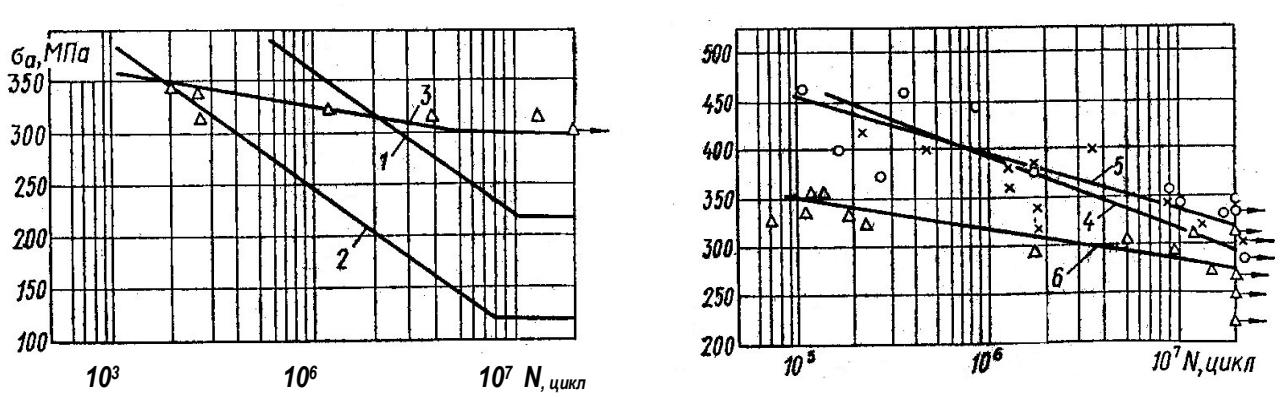
Рис. 2. Криві втоми зразків із сплаву ЕП539ЛМ:
1– 293К, без покриття; 2-1073 К, без покриття; 3 – 1173 К, без покриття; 4 – 1073 К, композиційні покриття $CoCrAlY/ZrO_2$, $\delta_м$ = 50…60 мкм, $\delta_к$ = =25…30 мкм; 5 – 1073 К, композиційні покриття $CoCrAlY/ZrO_2$, $\delta_м$ = 50…60 мкм, $\delta_к$ = 50 мкм; 6 – 1073 К, металеве покриття CoCrAlY, $\delta_м$ = 100 мкм; 7 – 1073 К, металеве покриття CoCrAlY, $\delta_м$ = 40 мкм

Зразки випробувалися на чистий круговий вигин при обертанні. Товщина металевого захисного покриття при цьому складала 90— 100 мкм, товщина керамічного шару — 60—160 мкм.

На рис. 3 представлені результати дослідження втоми зразків з жароміцного ливарного хромонікелевого сплаву ЧС70ВІ із захисними покриттями. Як видно з малюнка, нанесення металевого електронно-променевого покриття викликає значне зниження межі витривалості зразків з сплаву який досліджувався, що, мабуть, можна пояснити впливом технологічної залишкової напруги розтягування, яка виникає в захисних покриттях із-за різниці коефіцієнтів лінійного розширення захисного покриття і основи.

Результати випробувань зразків з двошаровим композиційним покриттям показують, що нанесення захисного керамічного шару спочатку викликає істотне підвищення циклічної міцності зразків з ливарного жароміцного хромонікелевого сплаву ЧС70ВІ, який досліджувався, а при подальшому збільшенні товщини керамічного шару знижується межа витривалості зразків, що випробовувались. Дослідження показало, що оптимальна товщина керамічного шару складає 65—70 мкм.

Можна припустити, що підвищення опору втомі зразків з нанесеним керамічним захисним шаром завтовшки до 75 мкм на металеве покриття обумовлено, певно, формуванням сприятливої епюри технологічної залишкової напруги в зразках. Подальше збільшення товщини керамічного шару, що має коефіцієнт лінійного розширення істотно менший, ніж у основного металу і металевого покриття, може викликати початкове пошкодження керамічного шару.



а) **б)**

Рис. 3. Криві втоми зразків із сплаву ЧС70ВІ:
а) – 1, 2, 3 – 293 К; **б)** – 4, 5, 6 – 1073 К;
1, 4 – без покриття; 2, 5 – металеве покриття CoCrAlY, $\delta_м$ = 105…130 мкм; 3, 6 – композиційне покриття CoCrAlY/ZrO_2, $\delta_м$ = 105...130 мкм; 3 – $\delta_к$ = 60...70 мкм; 6 – $\delta_к$ = 30…60 мкм

Висновки

1. Випробування алітованих зразків із сплаву ЖС6К в умовах кругового вигину показало, що алитування як в ізотермічних умовах, так і при термоциклуванні підвищує опір втомі сплаву ЖС6К.

2. Опір втомі жароміцного ливарного хромонікелевого сплаву СН-25 з різними жароміцними захисними покриттями знижується приблизно на 10%, що можна пояснити появою залишкової розтягуючої напруги, яка виникає із-за відмінності коефіцієнтів лінійного розширення покриття і основи.

3. Нанесення металевого електронно-променевого покриття на жароміцний ливарний хромонікелевий сплав ЧС70ВІ викликає значне зниження межі витривалості, що можна пояснити впливом технологічної залишкової напруги розтягування, що виникають із-за різниці коефіцієнтів лінійного розширення захисного покриття і основи.

4. Випробування зразків з того ж матеріалу з двошаровим композиційним покриттям (другий шар – керамічний) показало, що спочатку виникає істотне збільшення циклічної міцності, а при подальшому збільшенні товщини керамічного шару межа витривалості знижується. Оптимальна товщина керамічного шару складає 65-70 мкм.

Список літератури

1. *Екобори Т.* Научные основы прочности и разрушения материалов.— Киев : Наук. думка, 1978.— 352 с.

2. *Приданцев М. В.* Жаропрочные стареющие сплавы.— М. : Металлургия, 1973.-184 с.

3. *Симс Ч., Хагель В.* Жаропрочные сплавы.— М. : Металлургия, 1976.— 567 с.

4. *Трощенко В. Т.* Усталость и неупругость металлов.— Киев : Наук. думка, 1971.-268 с.

5. *Трощенко В. Т., Шестопал Л. Ф., Заслоцкая Л. А., Русановский А. К.* Исследование усталости жаропрочных сплавов в условиях совместного воздействия механических и термических напряжений // Пробл. прочности.— 1978.— № 8.— С. 3—8; № 9.— С. 3—7.

6. *Kramer K. H.* Dispersion hardened superalloys // Powder Met. Int.— 1977.— 9, N 3.— P. 105—112.

УДК 620:619.1

О.В. Башта, кандидат технічних наук
(Національний авіаційний університет, Україна)

АНАЛІЗ ПРОЦЕСУ ТРІЩИНОУТВОРЕННЯ ПРИ БАГАТООСЕРЕДКОВОМУ РУЙНУВАННІ АЛЮМІНІЄВОГО СПЛАВУ Д-16АТ

Досліджено актуальне питання росту мікротріщин на поверхні конструкційного авіаційного сплаву Д-16АТ. Отримано дані щодо довжин мікротріщин (МТ), які з'являються під час навантажування до виявлення макротріщини, швидкості росту тріщин та кінетики росту МТ.

Сутність проблеми. Накопичення та об'єднання розсіяних коротких тріщин відноситься до одного з провідних механізмів пошкоджуваності та реалізації граничного стану конструкцій, що необхідно враховувати при прогнозуванні їх ресурсу.

Відомо, що процес втоми металів локалізується в поверхневому шарі [1]. Із збільшенням кількості циклів у всіх матеріалах розвивається характерна смугова структура - смуги стійкого локалізованого зсуву. Субструктура всередині смуг ковзання може бути різною в залежності від типу матеріалу. Межі смуг і, особливо, їх стики часто становляться місцями зародження втомних тріщин. Перетворення в дислокаційній структурі, які реалізуються в процесі втомних випробувань, мають характер «фазового переходу» в дефектній підсистемі і відбуваються, як правило, при досягненні певної («критичної») щільності дислокацій.

Таким чином мікротріщини в пластичних матеріалах виникають у стійких смугах ковзання. Тому поверхня є носієм інформації про динаміку вичерпання несучої здатності елементів конструкцій. Оцінка стану поверхневого шару розглядається як спосіб діагностики втомного пошкодження.

Однією з фундаментальних особливостей багатоосередкового руйнування матеріалів є багатостадійність. Кожна стадія процеса руйнування характеризується окремим розмірним рівнем. На кожній стадії відбувається зародження і зростання розосереджених дефектів (тріщин, пор). При цьому перехід від стадії руйнування з більш низьким розмірним рівнем пошкоджень до наступної, на якій пошкодження мають більші розміри, відбувається шляхом накопичення дефектів до граничної концентрації. Така схема руйнування властива практично всім конструкційним матеріалам та виникає при різних видах силової взаємодії [2].

Стадійність пошкоджуваності втомного руйнування можна записати, як [1-3].: стадія 1 – накопичення статично розподілених в об'ємі металу окремих мікропор та мікротріщин; стадія 2 – розвиток тріщин по межах зерен, двійників та смуг ковзання; стадія 3 – розвиток магістральної тріщини в матеріалі, з існуючою системою мікротріщин.

Одним із проявів пошкодження деталей машин при циклічному навантаженні є наявність розсіяних на обмеженій площі поверхні коротких тріщин. Руйнування матеріалів, обумовлене безупинними в часі процесами зародження, росту й об'єднання тріщин, вважається універсальним [4], називається множинним, і характерно для багатьох пошкоджуючих факторів, наприклад, для втоми [5-7], циклічної повзучості та корозії.

Обсяг експериментальних даних по МР дуже обмежений. Це пов'язано з трудомісткістю ідентифікації і складністю спостереження за поводженням великої кількості малих за розмірами дефектів на поверхні зразків.

При наявності на обмеженій площі поверхні чи в об'ємі матеріалу навіть невеликої кількості мікротріщин (МТ) розміри яких знаходиться в інтервалі 0,1 ... 10^3 мкм [1-7], завжди існує кінцева імовірність їхнього об'єднання. Об'єднання МТ несе небезпеку раптового утворення макроскопічного дефекту. Тому початкова оцінка граничного стану на стадії розвитку МТ повинна вироблятися з урахуванням фактора об'єднання розсіяних дефектів.

Методика і сутність експерименту. Стандартні корсетні зразки вирізані з листа алюмінієвого сплаву Д-16АТ товщиною 1,3 мм з плакучим шаром, навантажувалися на гідропульсаційній машині МУП – 20. Максимальне навантаження в мінімальному перерізі дорівнювало 250 МПа при частоті навантаження 11 Гц. Цикл навантаження - синусоїдальний, віднульовий. База випробувань складала не менше 10^5 циклів. Програма випробувань зразків була наступною, наробіток складав N = 10000, 30000, 60000, 80000, 90000, 100000 та 110000 циклів.

Після чергового етапу навантажування зразок знімався з установки та обмірювалися параметри мікротріщин, далі зразок проходив чергове навантажування.

Програма випробувань зразків на малоциклову втому включала дослідження процесів накопичення та розвитку коротких тріщин до виникнення макротріщини, їх об'єднання і остаточного руйнування зразка.

Ідентифікація тріщин, визначення їх координат на поверхні зразка та вимірювання розмірів здійснювалося візуально за допомогою мікроскопу ММР-4 ЛОМО та із застосуванням окуляр мікрометру, яким комплектується мікротвердомір ПМТ-3.

Після контролю поверхні зразка оцінювався приріст кількості та довжини тріщин за етап випробувань, щільність тріщин на площі поверхні, швидкість росту тріщин.

Для кожної мікротріщини визначалась швидкість її зростання $\Delta h = \Delta l / \Delta N$, де Δl - приріст довжини тріщини за ΔN циклів навантаження етапу навантаження.

Експериментальні дані та їх обговорення. Процес накопичення багатоосередкового пошкодження можна охарактеризувати як формування спочатку великої кількості маленьких тріщин, їх поступовий ріст, а вже потім їх поступове, а згодом лавиноподібне злиття у тріщини зі значно більшими розмірами. Розмір мікротріщин, які виникають в поверхневому плакованому шарі алюмінієвого сплаву Д-16АТ співрозмірний з величиною структурних елементів матеріалу.

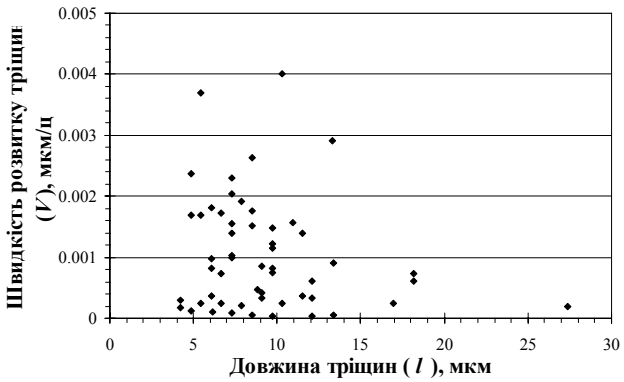


Рис.1. Залежність швидкості росту МТ від їх довжини

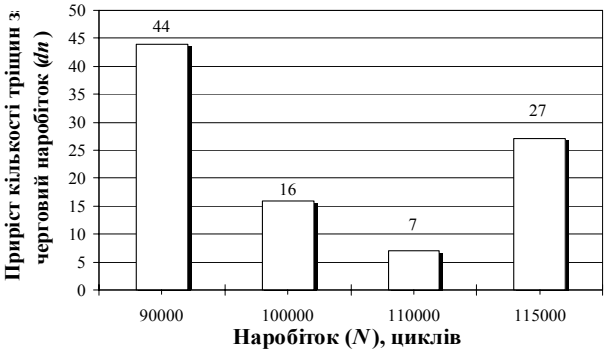


Рис.2. Залежність приросту кількості МТ за черговий наробіток

Рис.3. Процентний розподіл кількості МТ: 1 – *Δh=0*; 2 – які зникли; 3 – ріст яких не припинявся

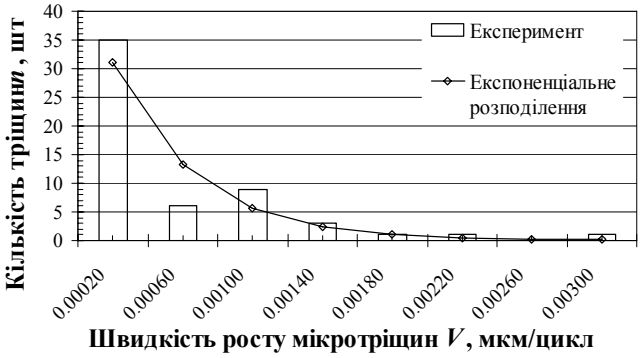
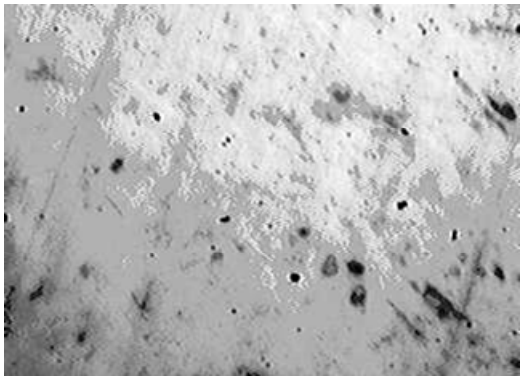


Рис.4. Залежність кількості МТ від швидкості їх росту

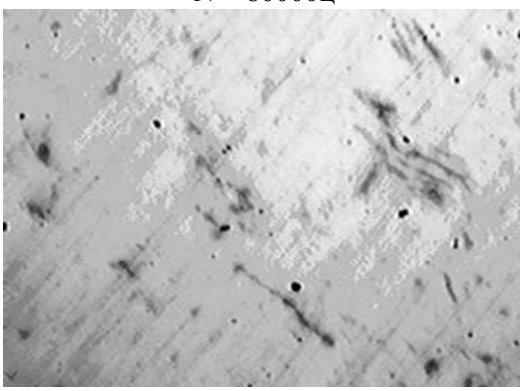
На рис. 5 представлено серію мікрофотографій які ілюструють послідовність зародження та росту МТ на полірованій поверхні зразка. Мікрофотографії поверхні зразків зі сплаву Д16АТ зроблені на різних наробітках (N) в процесі навантажування зразка.

Використання оптичного мікроскопу та мікрофотографій дозволило прослідкувати закономірності росту та розмір МТ.

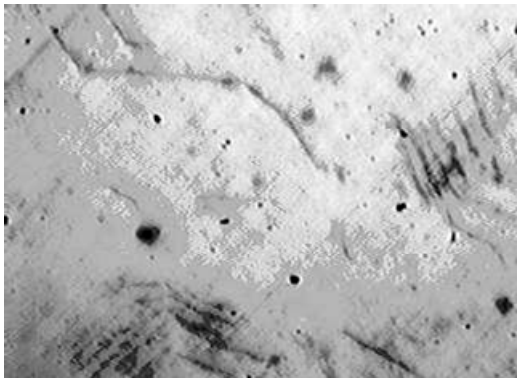
N = 80000ц



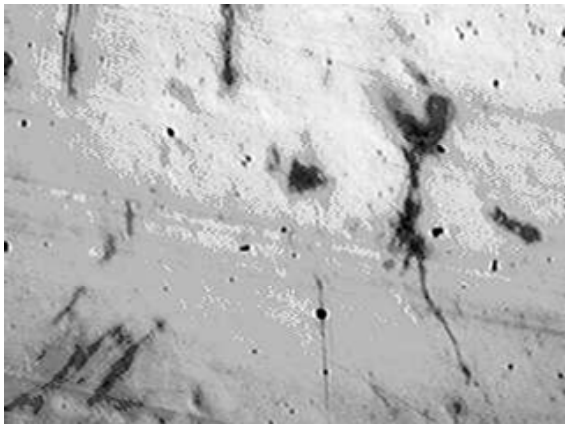
N = 90000ц



N = 100000ц



N = 110000ц



N = 115000ц

Рис. 5. Типовий приклад зародження, росту та об'єднання втомних МТ.

Ці фотографування виконувалося цифровою фотокамерою за допомогою оптичної системи мікротвердоміру ПМТ-3 при оптичному збільшенні ×487. В процесі навантажування на полірованій поверхні зразка, який піддавався циклічному розтягуючому навантаженню, спостерігалися численні МТ.

Таким чином мікротріщини, які зароджуються по стійких смугах ковзання в середині зерна, розповсюджуються в межах зерна з певною швидкістю, після чого зустрічаючи структурний бар’єр у вигляді границі зерна вони призупиняються, або стають такими, що не розповсюджуються. При цьому частка тріщин, які не ростуть чи мають дуже малу швидкість росту – значна (рис.3). Після того як тріщина подолає границю зерна швидкість її росту

збільшується, крім власного росту ще й за рахунок об'єднання із сусідніми тріщинами (рис.2). На основі розглянутих закономірностей можна зробити висновок про випадковий характер величини швидкості росту МТ (рис.1).

Із залежності на рис.2 випливає, що з наробіткою кількість нових МТ, які виникають на поверхні зразка зменшується аж до стадії перед руйнуванням. Це підтверджує факт переважання процесу об'єднання МТ на великих наробітках.

Висновки

При циклічному навантаженні накопичення кількості розсіяних мікротріщин (МТ) від кількості циклів навантаження здійснюється як правило по лінійній залежності. При цьому остаточний етап пошкодження, який пов'язаний з формуванням тріщин більш високого розмірного рівня, характеризується зменшенням кількості розсіяних дефектів через їх інтенсивне об'єднання. В деяких випадках це приводить до зменшення швидкості акумуляції тріщин і відхилення відповідної залежності від лінійної.

В ході досліджень отримано, що на поверхні зразка частина тріщин росте з постійною швидкістю, частина – стрибкоподібно, певна кількість не поширюється, а частина з них зникає, тобто спостерігається так зване "залічування" МТ (рис.2).

При статистичній обробці емпіричних гістограм розподілення кількості тріщин по їх швидкостях було отримано, що данні розподілення апроксимуються показовим законом (рис.3).

Основним чинником, який визначає руйнування при МР, є об'єднання розсіяних тріщин, особливо на завершальній стадії, яка складає, приблизно, 30 % від загальної довговічності. На цій стадії зростання найбільшої тріщини здійснюється виключно за рахунок її об'єднання з іншими тріщинами уздовж траєкторії поширення.

Список літератури

1. *Немец Я.* Развитие усталостных трещин // Проблемы прочности. – 1988. – № 7. – С. 9–18.

2. *Ботвина Л.Р. Кинетика разрушения конструкционных материалов. - М.: Наука, 1989. - 232 с.*

3. Механика разрушения и прочность материалов. Справочное пособие в 4-х томах. / Под общей ред. В.В. Панасюка. – К.: Наукова думка, – 1988 – 1990. –Т. 4: Усталость и циклическая трещиностойкость конструкционных материалов. / *О.Н. Романив, С.Я Ярема и др.*, – 1990, – 680с.

4. *Школьник Л.М.* Скорость роста трещин и живучесть металла. - М.: Металлургия, 1973.-216 с.

5. *Suh C. M., Kitagawa H. (1986)* Crack growth behaviour of fatigue microcracks in low carbon steels. Fatigue Fract. Eng. Mater. Structures. - 9, № 6. - P. 409-424.

6. *Игнатович С.Р., Кучер А.Г., Якушенко А.С., Башта А.В.* Моделирование объединения рассеянных поверхностных трещин. Сообщение 1. Вероятностная модель объединения трещин // Пробл. прочности. – 2004. –№2. – С. 21–32.

7. *С.Я. Ярема, В.В. Попович.* Влияние структуры и концентрации напряжений на период зарождения усталостной трещины в стали 65Г. // Физико-химическая механика материалов. - 1985, -№2, -с. 35-40.

8. Gao N, Brown M.W., Miller K.J. Crack growth morphology and microstructural changes in 316 stainless steel under creep-fatigue cycling // Fatigue Fract. Eng. Mater. Structur. - 1995. - 18, № 12. - P. 1407-1422.

УДК 620.178.16 (045)

Н.В. Холод,
В.О. Краля, кандидат технічних наук,
А.М. Хімко, кандидат технічних наук
(Національний авіаційний університет, Україна)

ВПЛИВ ПАРАМЕТРІВ НАВАНТАЖЕННЯ НА ФРЕТИНГОСТІЙКІСТЬ КОМПОЗИЦІЙНИХ МАТЕРІАЛІВ СТП-97 і СТ-5-211БН

Проведено випробування композиційних матеріалів СТП-97 і СТ-5-211БН на зносостійкість під час контакту із сплавом Д16 в широкому діапазоні навантажень в умовах фретингу. Встановлено, що найбільш зносостійким виявився склопластик СТ-5-211БН.

Вступ

Розвиток машинобудування вимагає розробки нових конструктивних матеріалів, зокрема, композиційних матеріалів (КМ).

У конструкції літальних апаратів все більш широко починають застосовувати полімерні композиційні матеріали (ПКМ), які в порівнянні з традиційними сплавами мають ряд переваг, що дозволяють значно понизити масу, підвищити міцність, жорсткість, теплостійкість конструкцій [1].

На частку аерокосмічної техніки доводиться більш 60% загального вжитку ПКМ матеріалів. Це пояснюється тим, що армовані ПКМ застосовують для виготовлення силових конструкцій літаків, і очікується, що в майбутньому використання їх досягне 50-60% від маси виробу в цілому [2].

Проте, ці прогресивні матеріали зазнають негативного впливу під час експлуатації, і як наслідок, виникає ціла низька дефектів (тріщини, вм’ятини, проколи, розшарування конструкцій, корозія та знос від фретингу). Ці дефекти досліджені досить мало, але вони призводять до зниження працездатності як самого матеріалу, так і всієї конструкції в цілому.

Аналіз досліджень і публікацій

Найбільш поширені композиційні матеріали, які застосовуються в конструкціях сучасних літаків – це склопластики. Останнім часом багато сучасної літератури [1–3] присвячено вивченню цих прогресуючих матеріалів. В ній широко описуються склад і різновиди КМ, властивості матриці і зв'язуючого, визначаються фізико-механічні властивості самого КМ. При дослідженні тертя та зносу ПКМ вивчаються пари тертя метал-полімер в вузлах, де тертя передбачено апріорі (наприклад, підшипники) [3].

Одним з найменш досліджених видів тертя ПКМ є фретинг, який може з'являтися в тих місцях, де не передбачено реальний рух однієї поверхні відносно іншої (болтові та заклепочні з'єднання). В статті розглядається знос, який з'являється при фретингу [4].

Для досліджень фретингу були вибрані пари тертя: склопластики СТ-5-211БН, СТП-97 і один з найпоширеніших авіаційних матеріалів Д16.

Високоміцний склопластик СТ-5-211БН складається із склотканини та зв'язуючого епоксифенольного типу 5-211БН. КМ призначений для виготовлення високонавантажених малошумних гвинтів гвинтовентиляторних двигунів широкофюзеляжних літаків короткого злету та посадки Ан-70т, Ан-140.

Матеріал СТП-97 складається із склотканини та зв'язуючого поліімідного типу СП-97К. Високоміцний, негорючий склопластик конструкційного та радіотехнічного призначення. Застосовується в мотогондолах двигунів, для виготовлення панелей капотів різних кожухів і захисних екранів літаків.

Інформації про випробування цих матеріалів в умовах фретингу не знайдено.

Метою роботи є дослідження зношування композиційних матеріалів СТП-97 і СТ-5-211БН в умовах фретингу під час контакту з поширеним авіаційним металевим матеріалом Д16 під впливом різних навантажень.

Методика випробувань композиційних матеріалів в умовах фретингу

Випробування на фретинг проводили на установці МФК-1 за схемою контакту площина-площина відповідно до ГОСТ 23.211-80. Сутність методу полягає в тому, що циліндричний рухомий зразок (контрзразок), який стикається торцем з нерухомим циліндричним зразком при заданому тиску, приводиться в зворотно-обертальний рух із заданими амплітудою і частотою [5].

Дослідження виконувалися при постійних навантаженнях, що відповідали 10, 15, 20МПа та амплітуді 175мкм. Частота коливань залишалася незмінною і складала 30Гц. База випробувань складала 300тис. циклів. Температура зразків на початку експерименту дорівнювала 293К.

Дослідження щодо вивчення інтенсивності зношування КМ проводились на повітрі при терті без мастильного матеріалу.

Зразок являє собою циліндричні ролики діаметром 20 мм, виготовлені з конструкційної сталі. На торець зразка приклеїли пластину, вирізану з відповідного листа КМ (рис. 1,*б*). Використовували клей „Cyianopan ME" (основа – ціанакріл).

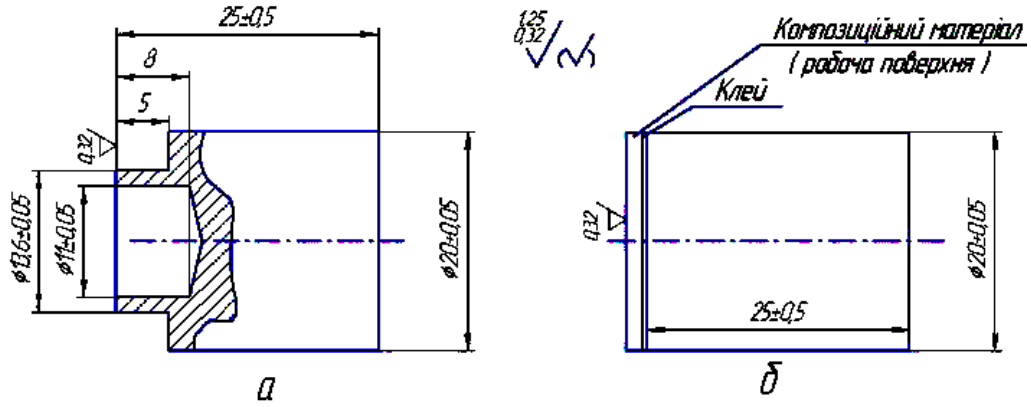


Рис. 1. Зразки для випробувань композиційних матеріалів на зносостійкість в умовах фретинг-корозії: *а* – контзразок; *б* – зразок з наклеєним композиційним матеріалом

Випробування здійснювали з полімерними КМ (склопластики) з наповнювачем із склотканини Т-10-14 та зв'язувальними матеріалами:

– 5-211БН (світло-жовтий колір, два шари склотканини Т-10-14);

– СП-97К (темно-червоний колір, два шари склотканини Т-10-14).

Товщина одного шару препрега, згідно технологічної документації на виготовлення КМ, становить 0,24 мм.

Контртіла для випробувань КМ виготовляли зі сплаву Д16 (рис. 1,*а*). Матеріали вибирали з найбільш поширених, що застосовуються в авіації (заклепочні та болтові з'єднання).

Контакт зразків відбувався по поверхні, яка являє собою замкнуте кільце з номінальною площею контакту 0,5 см^2, внутрішнім діаметром 11 мм та зовнішнім діаметром 13,6 мм.

Зразки промивали та висушували до та після експерименту. Як рідину для промивання використовували бензин, ацетон та етиловий спирт.

Вимірювався лінійний знос нерухомого зразка з КМ за допомогою оптиметра вертикального типу ИКВ, знімаючи профілограми з восьми ділянок робочої поверхні зразка в радіальному напрямі. За значенням лінійного зносу визначали зносостійкість досліджуваного КМ. Важливою перевагою визначення зносу лінійним методом є те, що значення зносу не залежить від питомої ваги матеріалу та можливих змін маси зразків.

Експериментів, які імітують випробування в умовах фретингу, було не менше, ніж три на кожну гістограму.

Знос від фретингу композиційних матеріалів

На рис. 2. представлена гістограми залежності лінійного зносу композиційних матеріалів СТ-5-211БН та СТП-97 від навантажень 10, 15, 20МПа.

Як видно з гістограми, найменші значення зносу має композиційний матеріал СТ-5-211БН. Причому, при невеликому навантаженні в 10МПа знос матеріалу СТ-5-211БН в два рази менший, ніж матеріалу СТП-97. Із зростанням навантаження різниця зносу композиційних матеріалів зменшується. Так, при 20МПа знос СТ-5-211БН в 1,25 разів менший, ніж матеріалу СТП-97.

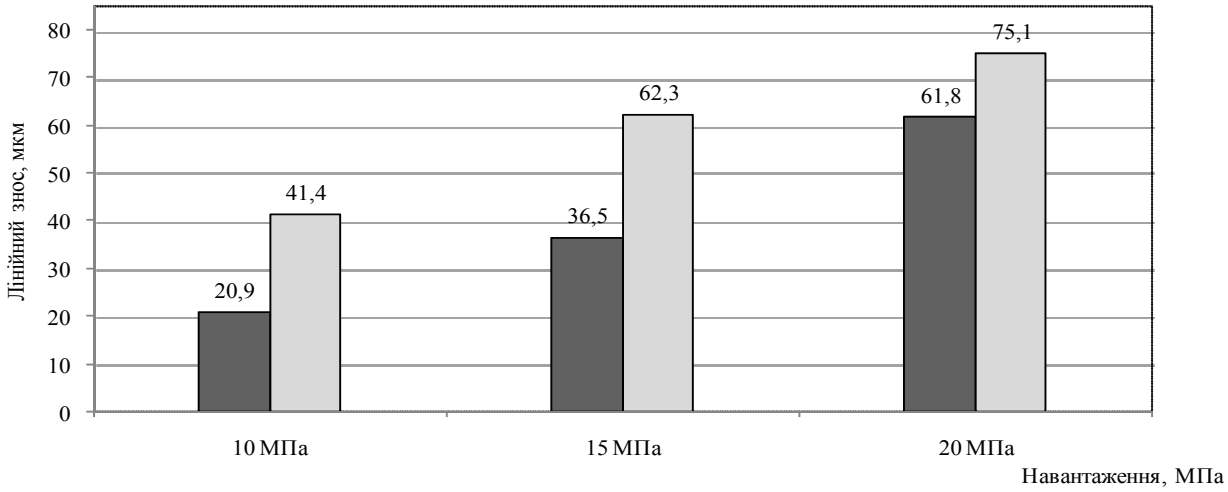


Рис. 2. Гістограми залежності лінійного зносу в умовах фретингу композиційних матеріалів від навантажень 10, 15, 20МПа: ■ – СТ-5-211БН; □ – СТП-97

Знос КМ в умовах фретингу відбувається під впливом абразивних часток, які з'являются під час випробування. В КМ з'являються мікротріщини. Швидкість розповсюдження мікротріщин в матеріалі СП-97К при збільшенні навантаження більша, ніж в матеріалі СТ-5-211БН. Стійкість склопластика СТ-5-211БН до впливу абразивних часток більша, ніж у СП-97К. Але при збільшенні навантаження – вона зменшується [6]. Це пояснюється різними властивостями самих зв'язуючих в ПКМ. Склопластик СТ-5-211БН складається із склотканини та зв'язуючого епоксифенольного типу 5-211-БН. Склопластик СТП-97 складається із склотканини та зв'язуючого поліімідного типу СП-97К.

Вважається загальновизнаним, що властивості композитів визначаються не тільки властивостями армованих волокон та матриць, але й їх взаємодією на межі розділу. В першу чергу – це міцність зчеплення волокон з матрицею [7]. Від того, наскільки міцно зв'язані між собою компоненти ПКМ залежить напруження, яке передає матриця на волокно. Відповідно, міцність зчеплення визначає, наскільки повно може бути реалізована в матеріалі міцність волокнистого наповнювача. Композиційний матеріал СТП-97 має меншу міцність зчеплення (30МПа), ніж склопластик СТ-5-211БН (41МПа) [2]. Отже, менша міцність зчеплення в матеріалі СП-97К, ніж в СТ-5-211БН також пояснює більший знос склопластика СТП-97.

На рис. 3. представлені топографії поверхонь доріжок тертя КМ під час випробувань під впливом різних навантажень в умовах фретингу зі сплавом Д16. Аналізуючи поверхні доріжок тертя можна говорити про те, що особливості зношування КМ у випробуваннях зі сплавом Д16 майже однакові. Усі поверхні досить гладкі, з певною шорсткістю. Знос КМ відбувався за рахунок абразивних часток, які з'являются під час контакту ПКМ та контртіла в умовах фретингу. Абразивні частки, що утворюються в процесі тертя, руйнують поверхню зв’язувального матеріалу ПКМ під час випробувань.

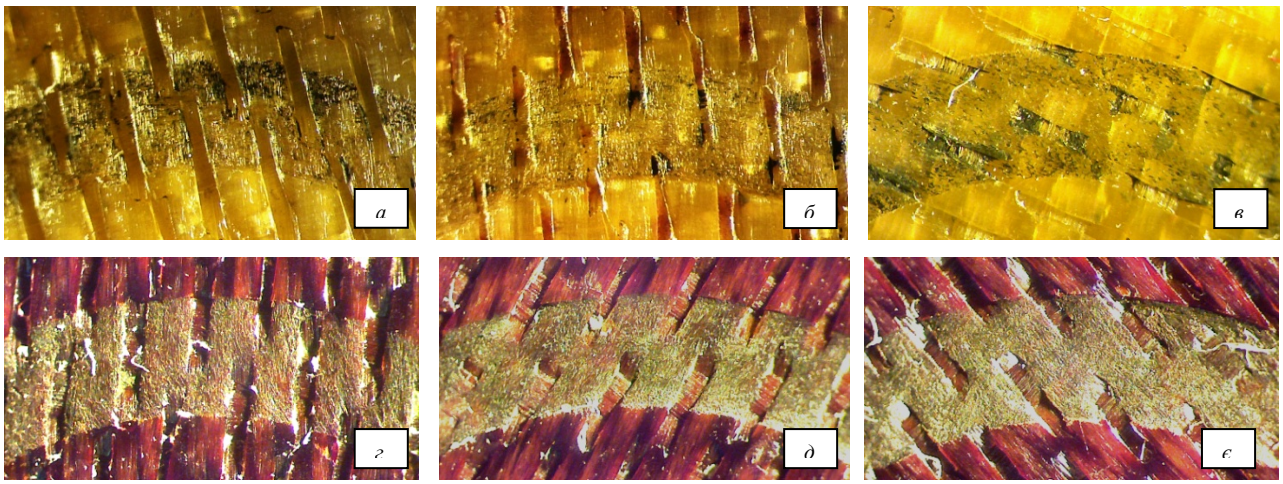


Рис. 3. Топографії поверхонь тертя композиційних матеріалів СТ-5-211БН (*а, б, в*) та СТП-97 (*г, д, е*) в умовах фретингу при випробуваннях зі сплавом Д16 залежно від питомого навантаження: *а, г* – 10МПа; *б, д* – 15МПа; *в, е* – 20МПа;

Висновки

1. Визначено, що з композиційних матеріалів СТ-5-211БН та СТП-97, що були випробувані в умовах фретингу під час контакту з поширеним авіаційним металевим матеріалом Д16 під впливом різних навантажень, найменші значення зносу має композиційний матеріал СТ-5-211БН.

2. Виявлено, що при невеликому навантаженні знос композиційного матеріалу СТ-5-211БН в два рази менший, ніж матеріалу СТП-97. Із зростанням навантаження різниця зносу композиційних матеріалів СТ-5-211БН та СТП-97 зменшується, так як зв'язуючі в цих матеріалах різні (зв'язуюче епоксифенольного типу 5-211-БН та зв'язуючу поліімідного типу СП-97К відповідно) і мають різні фізико-механічні властивості.

3. Встановлено, що міцність зчеплення компонентів в ПКМ впливає на фретингостійкість композиційних матеріалів при випробуваннях під різними навантаженнями в умовах фретингу.

Список літератури

1. *Черный А.А., Черный В.А.* Композиционные материалы в техники перспективы их получения при производстве отливок: учеб. пособие. – Пенза: изд-во Пенз. гос. ун-та, 2007. – 60 с.

2. *Э.С. Зеленский, А.М. Куперман, Ю.А. Горбаткина В.Г. Иванова-Мумжиева, А.А. Берлин.* Армированные пластики современные конструкционные материалы // Рос. хим. ж. (Ж. Рос. хим. об-ва им. Д.И. Менделеева), – 2001, т. XLV, № 2, – С.57-74.

3. *В.И. Веттегрень, А.Я Башкарев, М.А. Суслов.* Кинетика трения и износа полимерных композиционных материалов // Физика твердого тела. – 2005, т.47, вып. 9, – С.1619-1624.

4. *Шевеля В.В., Олександренко В.П.* Трибохимия и реология износостойкости. – Хмельницкий: ХНУ, 2006. – 278 с.

5. *Краля В.О., Хімко А.М., Якобчук О.Є.* Зносостійкість плазмових покриттів в умовах фретинг-корозії. – Вісник НАУ. – К.: НАУ, 2006. – № 4. – С. 108 – 113.

6. *Астанін В.В., Хоменко А.В. Шевченко О.А.* Композиційні матеріали в конструкціях сучасних літальних апаратів. – Вісник НАУ. – К.: НАУ, 2004. – № 3. – С. 46 – 52.

7. *Бичков С.А., Гайдачук О.В., Гайдачук В.Є.* Технологія виробництва літальних апаратів із композиційних матеріалів: / Підруч. Під ред. члена-кореспонд. ІАУ, д.т.н., проф. Гайдачука В.Є. – К.: ІСДО, 1995. – 375 с.

УДК: 621.537.611

М.Н. Свирид, кандидат технических наук
(Национальный авиационный университет, Украина)

СОСТОЯНИЕ ТРИБОЛОГИЧЕСКИХ СИСТЕМ В УСЛОВИЯХ РЕПАРАЦИИ

В статье поднимается проблема восстановления прецизионных пар трения с помощью магнитотрибологических методик в средах с высоким электросопротивлением. Исследованы условия переноса материала и механизм управления магнитотрибологической методикой репарации поверхностей трения на примере пары трения сталь 45 по латуни ЛС 59-1.

Широкий ассортимент механизмов, используемых для перекачки рабочих жидкостей, изготавливается по высокому классу точности, изменение их эксплуатационных размеров на 2…4 мкм считается недопустимым и требует ремонта для поддержания расчётных параметров. Изготавливают насосы различного класса из материалов на основе железа, ХВГ или ШХ-15 и углеродистых сталей У-8А, У12А, которые работают в паре со сплавами на основе меди (латунями, бронзами). Для шестеренчатых насосов эксплуатационные характеристики менее жёсткие, износ шестерен и плоскостей соприкосновения с корпусом измеряется десятками микрон. Наиболее перспективной и неизученной технологией восстановления трущихся поверхностей в процессе эксплуатации является трибомагнитный способ. Трибологически совместимые материалы активно взаимодействуют с магнитным полем. Изучив взаимосвязь между внутренним строением металлов и магнитным полем, необходимо определить условия и величины параметров переноса элементов материала на поверхность трения. Трибомагнитные технологии включают в себя взаимосвязь окружающей среды: масла, гидрожидкости, топлива с используемыми материалами. Использование магнитной технологии для восстановления поверхностей трения обусловлено высоким электросопротивлением смазывающих жидких масел, что значительно замедляет воздействие трибоэлектрохимических методик, кроме того условия восстановления трибологических пар представленными методами позволяет производить их по безразборным технологиям.

Цель работы состоит в исследовании механизма образования защитных плёнок для обеспечения трибологических характеристик плунжерных насосов и определении параметров восстановления рабочих поверхностей трения прецизионных пар по безразборным технологиям.

Для исследования использовали трибологический комплекс [1], позволяющий провести мониторинг процессов проходящих в зоне трения. Исследование проводили со скоростями 0,1…1 м/с, нормальными нагрузками 1…5 Н, образцом служила сталь 45. Влияние магнитного поля на трибологические свойства магнетиков в среде индустриального масла И20-А изучалось по модельной схеме, с использованием нейтрального контртела – стекла, что дает возможность отсечь влияние второго элемента пары трения, а также провести мониторинг образования трибоплёнок на поверхности трения стального образца. Кроме этого, стекло – материал диамагнитного класса – это минимизирует влияние действия контртела в магнитном поле. Параметр магнитной составляющей взаимодействует только с образцом и средой, что образует систему взаимодействия двух составляющих: металла и среды (учитывая, что стекло практически химически нейтральное вещество с абсолютно твёрдыми характеристиками). Смазывающей средой определили индустриальное масло И20-А, применяемое для смазки в машинах и механизмах промышленного оборудования, условия работы которых не предъявляют особых требований к антиокислительным и антикоррозионным свойствам, а также применяемое в качестве рабочих жидкостей в гидравлических системах станочного оборудования, автоматических линий, прессов, для смазывания легко и средненагруженных зубчатых передач, направляющих качения и скольжения станков, где не требуются специальные масла. И20-А применяется в

гидравлических системах промышленного оборудования для строительных дорожных и других машин, работающих на открытом воздухе. Широкое применение масла И20-А представляет интерес к исследованию его возможностей использовать как переносчика продуктов износа на поверхности трения и влияния его на трибологические параметры поверхностей трения в магнитном поле. Процесс формирования микрогеометрии рабочих поверхностей элементов трибосистемы плунжерных пар насосов при наложении внешнего магнитного поля рассматривается с учётом фактора открытого трибоузла, энергетический ресурс которого стремится к стабилизации, то есть понижения внутреннего энергетического состояния. Для моделирования исследований трибологических характеристик плунжерных пар использовали ЛС59-1 в паре со сталью 45 (закалённой на мартенсит). Учитывая, что контртелом служил материал диамагнитного происхождения ЛС59-1, состав которого на 59% из меди и 34% из цинка с добавкой свинца, в исходном состоянии содержит кислород в количестве около 2,45%. Наличие кислорода объясняется окисными плёнками поверхности материала в нормальных условиях на воздухе. Природное свойство диамагнетиков – ослаблять общее магнитное поле, исходя из того, что сила воздействия магнитного поля, применяемого постоянного магнита, составляла 100 мТл, которая оказывает превалирующее действие на условия перемещение продуктов износа. Образование конгломератов из продуктов износа возможно отследить с помощью трибологического комплекса [2]. На рис. 1 показана поверхность трения, покрытая конгломератами из продуктов износа. Процесс формирования конгломератов в режиме трения скольжения по стеклу проходит в соответствии с механизмом «снежного кома»: от мелких частиц размером 5…15 мкм (рис. 1А, поз. В) до крупных 80…150 мкм (рис. 1А, поз. Г) на поверхности мягкой стали 20 со структурой феррит-перлит. Процесс формирования конгломератов на образце стали 45 закалённой на мартенсит характеризуется более мелкой фракцией до 50 мкм (рис. 1Б, поз. Д). При этом увеличение размеров в процессе дальнейшей наработки не отмечается.

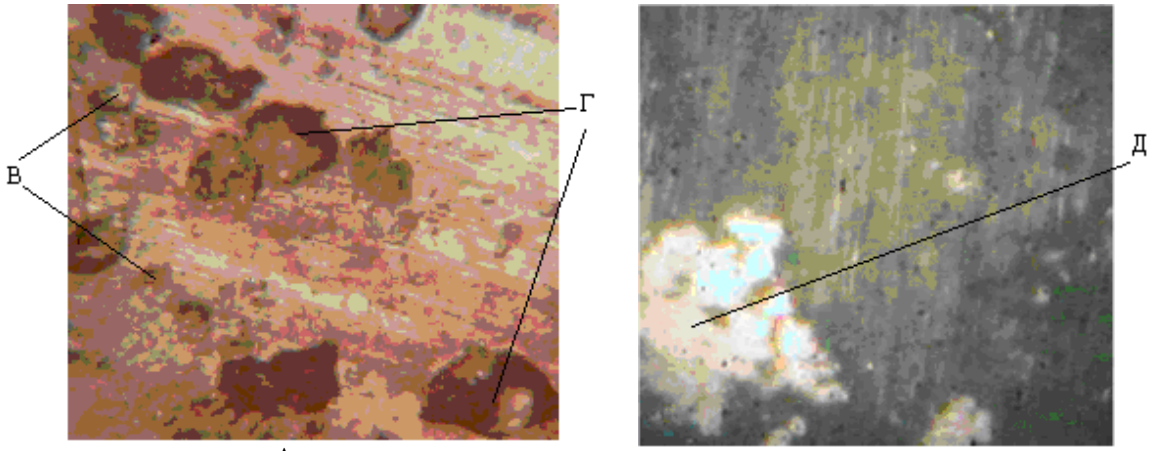


Рис. 1. Общий вид конгломератов из продуктов износа. А) сталь 20 (Ф+П); Б) сталь 45 М 125^{x}.

Взаимодействие магнитного поля и процессов трения в масляной среде на продукты износа обуславливается направлением и формой магнитных силовых линий по отношению к плоскости трущейся поверхности. Рабочие части, составляющие механическую и энергетическую основу узла трения, подвергаются воздействию направленных магнитных силовых линий. Механические продукты износа ферромагнитной природы, попадая в направленное воздействие магнитного поля, удерживаются между трущимися плоскостями деталей и являются составной частью в образовании вторичных структур трения рис. 1. Металлографический анализ, проводимый на установке [2] в динамическом режиме трения, указывает на присутствие конгломератов продуктов износа при перемещении поверхностей трения и их взаимосвязь с направлением действия магнитного поля. Образовавшиеся в процессе износа частицы удерживаются независимо от сил трения и перемещения

поверхностей, направления магнитного поля. Последние, находясь между поверхностями трения, располагаются на поверхностях согласно направлению магнитного поля, к одной прижимаются, от другой отталкиваются. Поведение ферромагнитного материала определяет процессы износа одноимённых поверхностей (рис. 2). Постоянное нахождение частиц износа поддерживается действием магнитного поля, в результате наблюдается процесс репарации поверхности стального образца, в зависимости от нормальной нагрузки, что видно на гистограмме (рис. 2, поз. 4, 5, 6). Фактор нагрузки нивелирует усилие силовых линий магнитного поля, в результате чего износ превышает процесс восстановления (рис. 2, поз. 7, 8). Процессы восстановления проходят за счёт продуктов износа контртела и образца. Положительный результат на режиме соответствующем расположению стального образца в полюсе N с небольшими нагрузками определяется условием восстановления ферромагнитными конгломератами из частиц износа.

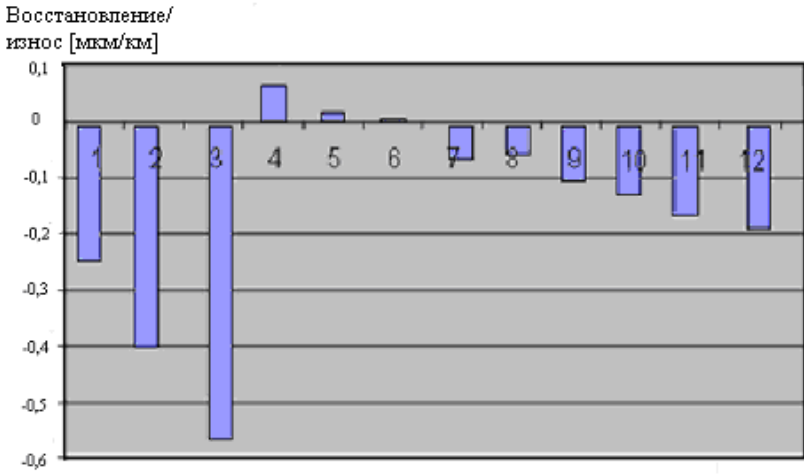


Рис. 2. Гистограммы относительного износа-репарации стали 45 в среде индустриального масла И20-А под направленным действием магнитного поля и нагрузки по контртелу ЛС59-1. Р=1 Н – 1, 4, 9, 12; Р=3 Н – 2, 5, 8; Р=5 Н – 3, 6, 7, 10, 11

Изменение характера износа объясняется переносом продуктов трения на образец под направленным действием магнитных линий, заставляет их (рис. 1) примагничиваться к поверхности образца с последующим растиранием по поверхности стали. Процесс переноса частиц износа и формирование новых трибологических плёнок по фактическим площадям контакта стального образца [3], определяется как прилипшими, кроме того, уже окисленными, частичками стали, так и точечными участками (рис. 3) латуни на стальном образце. При этом отчётливо наблюдается перенос латуни и нанесение её на поверхность трения в виде тонкой плёнки как в позиции N, так и N-S, где видно изменение цвета поверхности. Расположение образца из стали 45 напротив полюса S изменяет характер трения. Исходя из рис. 2 износ значительно увеличивается. На поверхности трения видны очень слабые следы переноса латуни, кроме этого поверхность почти на всём протяжении наработки не выглаживается. Наработка поверхности стали 45 в среде масла И20-А по ЛС59-1 в магнитном поле характеризуется увеличением веса стального образца на режиме N и понижением количества кислорода на поверхности почти в 4 раза (до 0,6%) (рис. 3). Это объясняется влиянием направления линий магнитного поля на кислород как химического элемента обладающего парамагнитными свойствами. Парамагнитные вещества под действием магнитного поля втягиваются в зону трения, что отбирает кислород с диамагнитного латунного материала. Изменение топографии поверхности трения стали 45 по латуни в среде масла И20-А (рис. 3) в зависимости от направления магнитного поля позволяет сделать заключение, что выглаживание сопровождается образованием тонких

поверхностных структур, содержащих пониженное количество кислорода до 0,6%, что определяет образование трибологических плёнок в режиме образовании сервовитной плёнки. Учитывая, что газообразный кислород является химическим элементом с парамагнитными свойствами по отношению к магнитному полю [4], он будет смещаться с зоны трения. Кроме

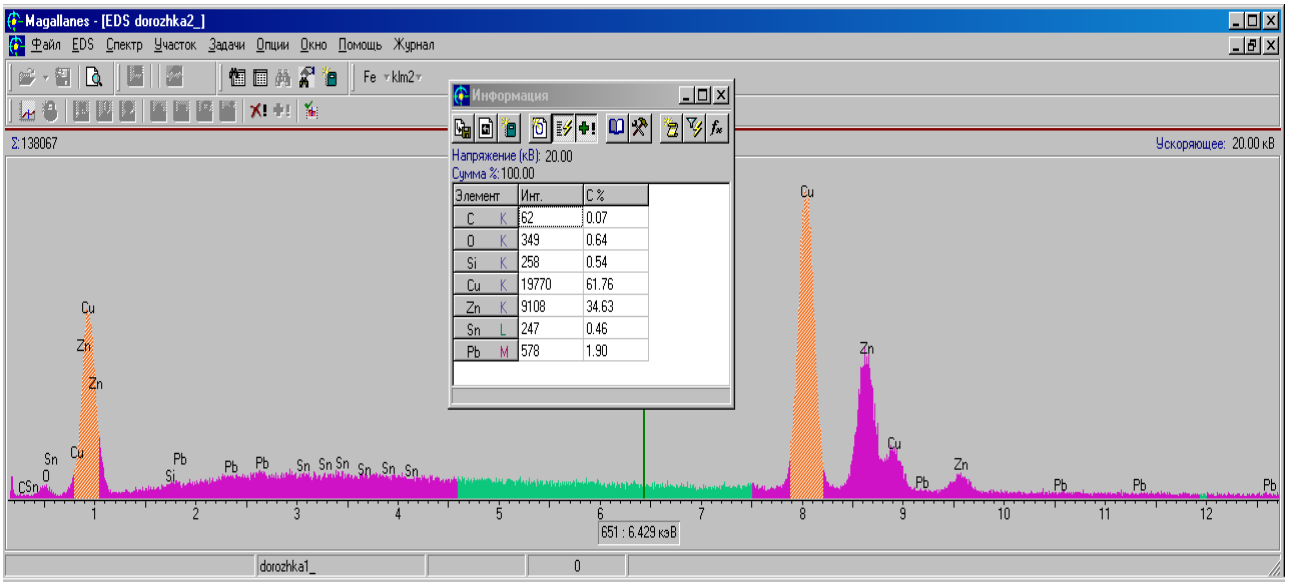


Рис. 3. Химический состав трибоплёнки на поверхности стали 45 в положении образца напротив полюса N, P=1 Н, V=0,1 м/сек

того, ферромагнетик усиливает магнитное поле до 8000 и более раз. Технологически положение образца стали 45 определено таким образом, чтобы силовые линии пересекали образец. Отсюда, атомы кислорода будут концентрироваться на полюсе S, смещаясь в противоположную сторону от направления перемещения продуктов износа.

Выводы

1. В результате анализа полученных данных по трибологическим процессам, проходящим на поверхности трения следует отметить, что направление силовых линий магнитного поля к поверхности трения значительно изменяют состояние рабочего узла.
2. Расположение поверхности трения у полюса N смещает процесс репарации у ферромагнитных материалов. Материал, намагничиваясь, удерживается в зоне трения с дальнейшим намазыванием на наиболее энергетически нестабильные зоны трения.
3. Определены параметры образования и условия существования сервовитной плёнки при трении стали 45 по латуни в позиции N за счёт оттеснения кислорода с зоны действия полюса.

Список литературы

1. *Свирид М.М., Паращанов В.Г., Онищенко А.В.* Комплекс для дослідження трибологічних параметрів вузла тертя // Проблеми тертя та зношування: Науково-технічний збірник. – К.: НАУ, 2006. – Вип.45. – С.54–62

2. Патент на корисну модель № 36600, G01N 3/56, 27.10.2008, Бюл. № 20, 2008 р.

3. *Костецкий В.И.* Трение, смазка и износ в машинах. – К.: Техника, 1970. – 396 с.

4. *В.П. Бервено, и др*. Изменение парамагнитных свойств и скорости газообмена кислорода и водорода в медьсодержащем углеродном волокне из пека при восстановлении меди. Парамагнитные свойства кислорода // Письма в ЖТФ. – 2006. – Т.32. – Вып.6. – С. 49–54.

УДК: 621.537.611

С.Н. Заднепровская
(Национальный авиационный университет, Украина)

ВОССТАНОВЛЕНИЕ ПАР ТРЕНИЯ В РАВНОМЕРНОМ НАПРАВЛЕННОМ ИМПУЛЬСНОМ МАГНИТНОМ ПОЛЕ

В статье рассматривается вопрос восстановления трибологических пар в направленном равномерном импульсном магнитном поле. Восстановление пар трения является актуальной задачей техники, а исследование и репарация в магнитном поле есть новым и малоизученным направлением. В статье приведены результаты исследования пар трения латунь-сталь в импульсном магнитном поле.

Вступление. Прецизионно изготовленные плунжерные пары в настоящее время находят широкое распространение в различных машинах и механизмах. В основном они используются в топливных и маслонасосах для управляющих гидравлических систем различного давления. Их функциональная роль исключительно велика, как и требования к качеству изготовления и надежности [1]. Возникающие отказы из-за износа или заклинивания плунжерных пар способны привести к серйозным последствиям аварий [2].

Постановка проблемы. Существует много методов восстановления трибопар: электрохимический, газотермический, плазменный, гальванический, детонационный, но все они требуют демонтажа и механизма нанесения покрытия доводки до расчётных размеров с последующим монтажом. В данной работе рассматривается малоизученный метод восстановления в импульсном магнитном поле, используя безразборные технологии.

В работе [3] авторы установили что, пропускание магнитных силовых линий непосредственно через зону контакта при упрочняющей фрикционной обработке приводит к более высокой износостойкости стальных поверхностей, чем их износостойкость при условии прохождения силовых линий за пределами этой зоны.

В работе [4] было экспериментально доказано, что электромагнитное поле, пропускаемое через зоны фрикционного контакта, способствует интенсификации избирательного переноса.

В данной работе занимались репарацией поверхности трения, создавая импульс магнитного поля определенной частоты и силы.

Целью данной статьи является исследование репарации поверхностей трения в равномерном направленном импульсном магнитном поле.

Методика исследований. Исследования проводились при возвратно-поступательном движении. Рабочий образец имел цилиндрическую форму диаметром 4 мм и длиной 31 мм, а контртело представляло собой пластину 20х50 мм и толщиной 1,5 мм. Схема контакта: плоскость-палец. Поверхности рабочего образца и контртела притирали на абразивной шкурке, промывали спиртом и взвешивали на аналитических весах АДВ-200М с точностью до 10^{-4} грамма. Далее рабочий образец размещали в сменном наконечнике, который надевается на магнитопровод. Исследования проводились со скоростью 0,12 м/с и нагрузкой 3,5 МПа, импульсное магнитное поле изменяли от 0,19 до 0,5 Тл. Рабочей средой служили моторные масла 5W-40 и М10$Г_2$к. Материалом образца являлась сталь 65Г закаленная на мартенсит, а контртела – латунь ЛС59-1. Для интенсификации процессов восстановления в зону трения добавляли материал восстановитель – парамагнитный порошок олова. С помощью катушки индуктивности создавали равномерное направленное импульсное магнитное поле как показано на рис. 1. Схема магнитопровода обуславливалась теми соображениями, что парамагнитные материалы под действием силового магнитного поля втягиваются в зону действия поля при параллельном расположении линий магнитного поля (МП), в результате чего будет создаваться избыток нанопорошка олова в плоскости трения для дальнейшего механического втирания в поверхность трения.

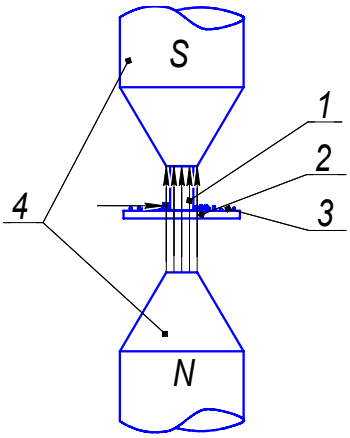
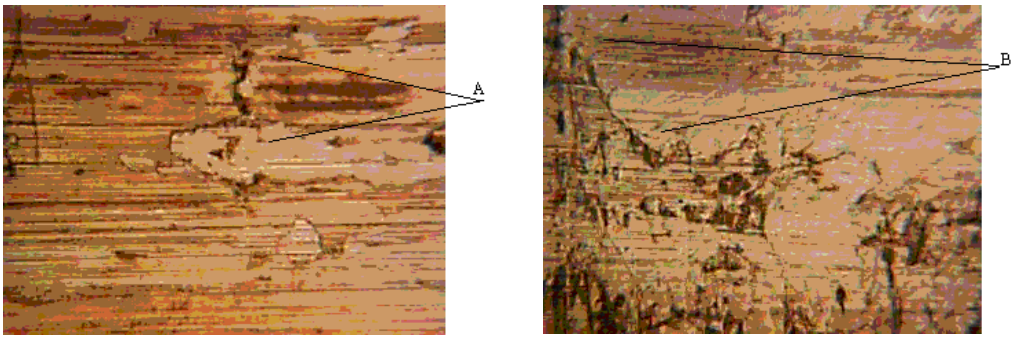


Рис. 1. Схема прохождения магнитных силовых линий через ферромагнитный образец: 1 – сталь 65Г; 2 – контртело (диамагнетик) латунь ЛС59-1; 3 – порошок парамагнетик; 4 – полюса магнита

Мягкий порошок механически деформировался под локальными нагрузками в местах фактического контакта, заполняя поры и дефекты на поверхности, как образца из стали 65Г (ферромагнетика), так и латуни (диамагнитного материла) (рис. 2).



а б

Рис. 2. Поверхность трения: а) латуни с нанесённым оловом, б) стального образца

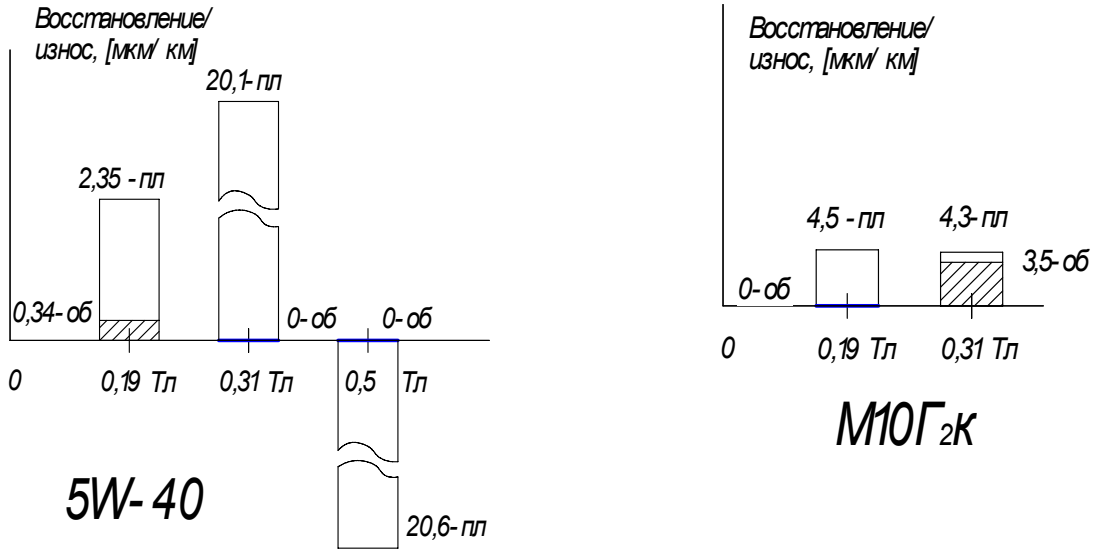
На дорожке трения латунного образца видны пятна размазанных конгломератов из порошка олова. Пятно приобретает вытянутую форму поверхности по направлению перемещения образца, толщина нанесённого слоя достигает 4…5 мкм (рис. 2а, поз. А). На поверхности стали 65Г растёртый конгломерат порошка (рис. 2б, поз. В) приобретает более округлённую форму с менее острыми краями. Представленный механизм образований на поверхности трения указывает на более интенсивное оттягивание порошка олова в зону трения ферромагнитного образца в сравнении с диамагнитной поверхностью латуни (рис. 2б), кроме того, толщина нанесённого порошка образовалась почти вдвое меньшей и достигает 2…3 мкм. Чешуйчатая форма деформированного порошка олова на 80% покрывает площадь контакта, в результате снижается коэффициент трения до 0,08…0,05.

При внесении парамагнетика олова во внешнее магнитное поле устанавливается преимущественная ориентация магнитных моментов атомов по полю. Таким образом, парамагнетик намагничивается, создавая собственное магнитное поле, совпадающее по направлению с внешним полем и усиливает его.

Обсуждение результатов. Результаты трибологических характеристик по параметру изменения размеров стали 65Г по латуни в моторном масле М10$Г_2$к представлены на рис. 3. Исходя из представленных данных наблюдается перемещение порошка олова при индукции магнитного поля 0,19 Тл и 0,31 Тл в зону трения с дальнейшим натиранием порошка на поверхность.

Учитывая различное влияние магнитных силовых линий на свойства парамагнетиков мы видим, что состав элементов, участвующих в эксперименте, перекрывает всю шкалу магнетиков: пара- (движутся в МП), диа- (выталкиваются из МП) – и ферромагнетики

активно притягиваются к образцу. В условиях эксперимента при воздействии импульса облегчается процесс деформирования по фактическим поверхностям контакта, что способствует выглаживанию рабочих поверхностей в процессе трения [5].



а б

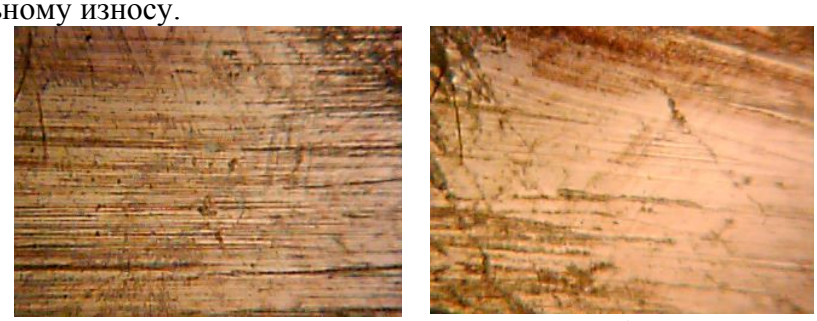
Рис. 3. Трибологические характеристики поверхностей трения стали 65Г по латуни ЛС59-1 в условиях репарации / износа под действием импульсного магнитного поля в маслах 5W-40 (а) и М10$Г_2$к (б)

Количественные данные показывают, что при магнитной индукции 0,31 Тл наибольшее количество порошка остаётся на поверхности латуни (рис. 4), добавка составляет 20 мкм за километр пути, что нельзя констатировать на ферромагнитном образце (рис. 3).

Поверхность трения при воздействии магнитной индукции 0,19 Тл характеризуется плавной топографией (рис. 5). Механизм трения подчиняется окислительному износу, при этом поверхность выглаживается, а процесс относительного износа пары подчиняется условиям репарации. Общий количественный прирост поверхностей составляет 2,6 мкм.

Повышение индукции магнитного поля до 0,5 Тл значительно изменяет условия трения, поверхность приобретает шероховатость, показанную на диаграмме (рис. 3), контртело подвержено значительному износу.

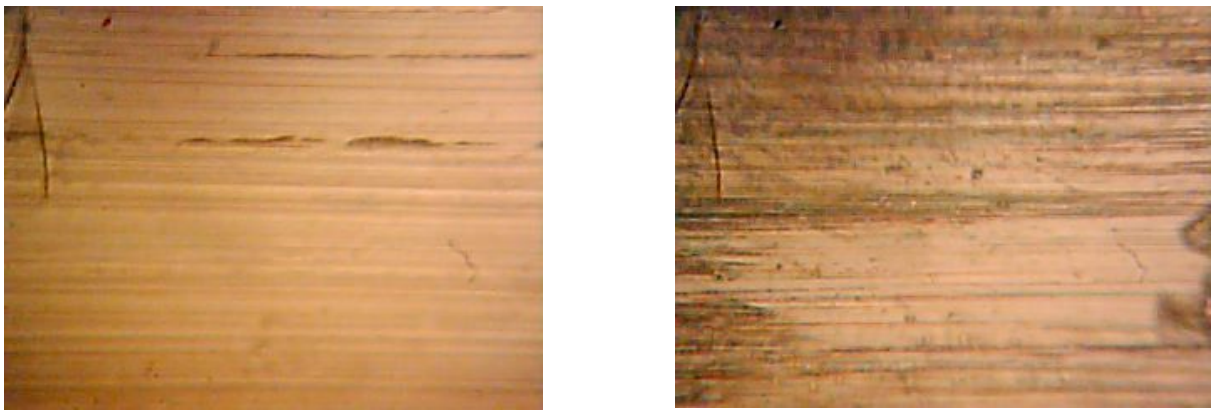
Рис. 4. Топография поверхности трения латунного контртела при магнитной индукции 0,31 Тл



а б

Рис. 5. Топография поверхности трения пары сталь - латунь при направленном действии магнитной индукции 0,19 Тл а) латунного контртела, б) стального образца

Изменение масла на М10$Г_2$к, которое широко применяется в поршневых двигателях, несколько уменьшает параметры репарации, но значительно падает коэффициент трения с 0,08 в 5W-40 до 0,03…0,05 в М10$Г_2$к (рис. 6). На рис. 3б показаны результаты исследования трибологических параметров стали 65Г по латуни ЛС59-1 в масле М10$Г_2$к. Суммарное увеличение размеров пары трения составляет 4…7 мкм.



а б

Рис. 6. Топография поверхности трения стаи 65Г по ЛС59-1 в моторном масле М10$Г_2$к: а) на полюсе N; б) на полюсе S

Понижение результатов насыщения поверхности, в зависимости от различных масел, возможно объяснить густотой смазывающего масла, чем выше плотность, тем интенсивней вынос продуктов износа. Остальные условия работы, общие для масел, объясняются тем, что направленное действие магнитного поля повышает условия выноса продуктов износа латуни (обладающих диамагнитными свойствами) за пределы зоны трения, отчего повышается шероховатость поверхности.

Анализируя параметры трения стального образца 65Г в направленном магнитном поле, указанном на рис. 1, можно отметить, что все продукты износа ферромагнетика остаются в зоне трения и механически втираются в поверхность стали, как бы обратно. Движущей силой механизма перемещения продуктов износа является магнитное поле, направленное через полюс N и контртело (латунь), пересекая плоскость трения, и стремится в образец на полюс S. Использование трибомеханического деформирования позволяет нарастить плотную поверхность до 5…8 мкм толщиной и изменить трибологические параметры узла трения.

Выводы

В ходе научных исследований установили, что парамагнетик перемещается в зону трения с последующим налипанием на рабочую поверхность трибопары под воздействием импульсного магнитного поля.

Исходя из представленных результатов приходим к выводу, что с помощью импульсного магнитного поля возможно проводить процессы восстановления поверхностей трения в масляных средах.

Список литературы

1. *Башта Т.М.* Машиностроительная гидравлика – М.: Машиностроение, 1971. – 671 с.

2. *Бахтиаров Н.И., Логинов В.Е., Лихачев И.И.* Повышение надежности работы прецизионных пар топливной аппаратуры дизелей. – М.: Машиностроение, 1972. – 200 с.

3. *Макаренко А.С., Евдокимов В.Д.* Влияние электромагнитного поля, проходящего через зону фрикционного контакта, на знос при высокоскоростном трении // Проблеми техніки: Науково-виробничий журнал. Одеса: Диол.-Принт, 2005. – № 1. – С. 77–84.

4. *Евдокимов В.Д., Макаренко А С.* Влияние магнитного поля на избирательный перенос при трении // Проблеми техніки: Науково-виробничий журнал. – Одеса: Диол.-Принт, 2006. – № 4. – С. 70–78.

5. *Онищук С.Г., Лобунец Е.Ю.* Влияние магнитного поля на пластичность материала при поверхностной пластической обработке с применением энергии магнитного поля // Тяжёлое машиностроение. Проблемы и перспективы развития. Материалы III Международной научно-технической конференции. Краматорск: ДГМА, 2005. – с. 88.

УДК 621.643.001.24

В.И. Кравцов, доктор технических наук, Э.М. Караев. А.Г. Смирнов
(Национальный авиационный университет, Украина)

МЕХАНИКА ТРУБОПРОВОДА ПРИ ЛОКАЛЬНЫХ ПОВРЕЖДЕНИЯХ

Рассматривается механика трубопровода как оболочки единичной длины. Локальное повреждение интерпретируется как уменьшение жесткости рассматриваемого сечения. При нагружении равномерным внешним давлением исследуется напряженно-деформированное состояние до и после бифуркационной потери устойчивости. Применяются численные методы, основанные на методе продолжения по параметру.

При длительной эксплуатации в трубопроводных системах возникают локальные дефекты самого разнообразного происхождения. В зоне таких дефектов происходит локальное утонение стенки трубопровода. Существенное значение приобретает оперативная оценка степени опасности обнаруженных повреждений и обоснованное назначение сроков следующего контроля состояния поврежденного оборудования или принятие решения о ремонте или замене. Экономическая состоятельность принимаемых решений зависит от обоснованности прочностных критериев, на основе которых и принимается окончательное решение.

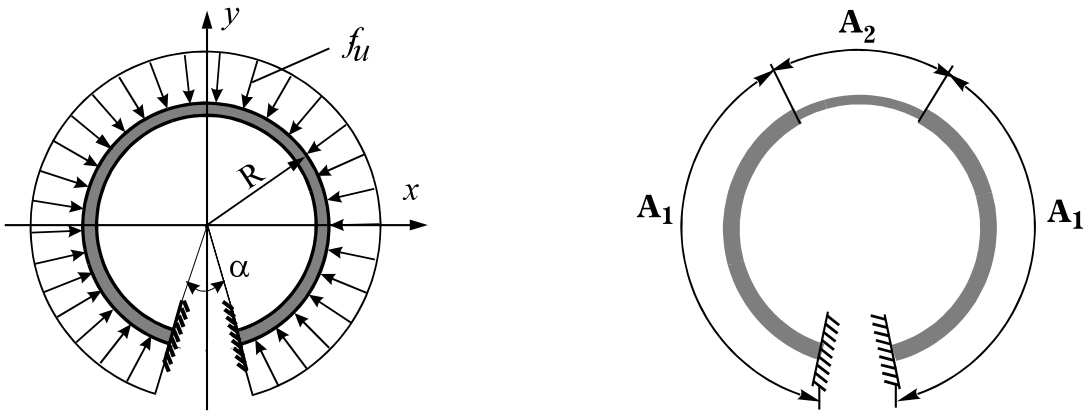
Насущность решения данной проблемы на современном этапе, помимо социальных и экологических факторов, обусловлена большой стоимостью замены или ремонта трубопроводов. Тотальное обновление трубопроводной системы - практически не реальная задача для любой компании. Ранжирование участков трубопроводов по срокам их замены или ремонта позволяет спланировать затраты компании, делает их сбалансированными и обоснованными

Работы многих авторов посвящены в основном исследованию только напряженно-деформированного состояния и устойчивости, труба интерпретируется как бесконечно длинная оболочка цилиндрической формы. Однако наиболее близким к реальным условиям, а значит и более сложным, является исследование устойчивости и закритического поведения участка трубы как плоского элемента оболочки круглого или некруглого сечения с неравномерной по сечению жесткостью. Решение таких задач позволяет совершенствовать методику расчета трубопроводов для выявления резервов несущей способности труб и определения их надежности. Сопоставление методов расчета разными авторами дает существенную разницу в результатах, что говорит о необходимости совершенствования методик и необходимости проведения дальнейших исследований.

Рассмотрим это на примере деформирования гибкого трубопровода, как бесконечно длинной упругой оболочки. Технологические или подводные трубопроводы в общем случае прокладывают с заглублением или закреплением, поэтому их формы потери устойчивости и закритическое поведение значительно отличаются от кольцеобразного и кроме того часто принимают форму поперечного сечения в виде неполной окружности. При эксплуатации трубопроводов могут возникнуть локальные повреждения или естественный износ, приводящие к неравномерности жесткости трубы по сечению. В этом случае необходимо рассматривать кольцевое сечение переменной жесткости. Рассмотрим решение такой задачи для двух случаев: а) при постоянной жесткости сечения трубы (рис. 1, а);б) при переменной жесткости сечения трубы, ослабленной в процессе неточности изготовления или из-за условий эксплуатации (рис.1, б).

Выделим элемент оболочки единичной длины в виде кольца, находящегося в условиях плоской деформации и опирающегося на основание. При этом принимаем, что радиус кольца R, изгибная жесткость $A_1 = EI_{x1}$. Изгибная жесткость $B = EI_y$ и крутильная жесткость $C = \mathrm{G}\, EI_p$ задаются на порядок больше, так как деформирование происходит в одной плоскости (и следовательно, жесткости B и C не оказывают влияния на плоское напряженно-деформированное состояние), а также с целью исключения потери устойчивости и

возникновения деформирования из плоскости, что по условию задачи невозможно. Величина заглубления в грунт или жесткого закрепления характеризуется углом α (рис. 1,а). Локальное повреждение участка характеризуется ослаблением жесткости A_1 на некоторую величину до значения A_2, то есть рассматривается элемент оболочки переменной жесткости (рис.1.б).



а б

Рис. 1. Элемент оболочки единичной длины, находящийся в условиях плоской деформации, постоянной (а) и переменной (б) жесткости.

Кольцо расположено в плоскости xy . В начале координат лежит часть дуги осевой линии кольца, на которой оно считается жестко закрепленным. Предполагается, что нагружение осуществляется равномерным внешним давлением f_u. При этом, по мере увеличения нагрузки, происходит бифуркационная потеря устойчивости с последующим закритическим деформированием. Рассмотрим механику такого процесса.

Для исследования применяется разработанная математическая модель, основанная на известных подходах, рассматриваемых в [1]. Опишем кратко метод исследования. Введем $\bar{n}$, $\bar{b}$, $\bar{\tau}$ – естественный трехгранник с единичными ортами главной нормали и касательной; u, v, w - орты подвижного трехгранника; $\bar{F}$, $\bar{M}$ - векторы внутренних усилий и моментов; p, q, r – кривизны относительно орт подвижного трехгранника; x, y, z – координаты независимой переменной s. Система разрешающих уравнений, которые описывают деформирование элемента, представлена в виде

$$\mathbf{x}' = \mathbf{f}(\mathbf{x}, s, \lambda), \qquad (1)$$

где $\mathbf{x}(s) = (F_u(s), F_v(s), F_w(s), p(s), q(s), r(s), \tau_x(s), \tau_y(s), \tau_z(s),$

$n_x(s), n_y(s), n_z(s), b_x(s), b_y(s), b_z(s), x(s), y(s), z(s))^T$ – вектор состояния (m=18), **f**– вектор-функция правых частей системы уравнений;λ – параметр интенсивности возмущения (нагружения), штрихом обозначена производная по s. Параметр λ может быть как действительным, так и формальным, который отображает количественные характеристики задачи.

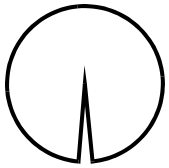
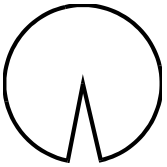
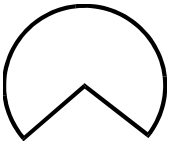
Сформулированная таким образом в области $0 \le s \le S$ изменения независимой переменной s система разрешающих уравнений (1) имеет общий восемнадцатый порядок. Методика решения поставленной задачи основана на совместном использовании метода продолжения по параметру и метода Ньютона-Канторовича. На краю s = 0 интервала $0 \le s \le S$ изменения переменной s заданы шесть независимых краевых условий $\varphi\left[\bar{x}(0)\right] = 0$ и шесть вытекающих из первых интегралов (2) уравнений связи $\bar{\theta}\left[\bar{x}(0)\right] = 0$. Для замыкания системы уравнений достаточно на краю s = S задать шесть независимых краевых условий

$\overline{\psi}[\overline{x}(s)]=0$. В сформулированных краевых уравнениях $\overline{\varphi},\overline{\theta},\overline{\psi}$ обозначают шестимерные векторы-функции. Краевые нелинейные уравнения формируются линеаризацией начальных нелинейных краевых уравнений. Вариацией параметра нагружения λ решение можно продолжить на величину $\lambda+\delta\lambda$.

При численном решении задачи количество шагов интегрирования и точек дискретизации по длине элемента зависит от многих факторов: количества и характера действующих по длине нагрузок, меры нелинейности процесса, геометрии осевой линии и др. Практическая реализация метода осуществляется в виде прикладных программ. При этом на заданном участке интегрирования задается от 100 до 500 точек, а время счета в зависимости от сложности задачи не превышает 1-10 мин. для ПК с оперативной памятью 1 Гб. и частотой 3000 МГц.

Значение параметра λ, при котором изменялся знак определителя матрицы краевых условий двухточечной краевой задачи, принималось в качестве бифуркационного. В результате численных исследований установлено, что значение критической нагрузки увеличивается в зависимости от величины заглубления трубы (табл. 1).

Таблица 1. Зависимость критической нагрузки от угла α

Параметр	Формы поперечного сечения					
						
α, рад	$1{,}6\cdot10^{-2}$	$2\cdot10^{-1}$	1	1,6	2	3,14
f_u, A/R^3	3,8	3,9	4,1	4,8	5,6	9,1

На рис. 2 показана зависимость нормального к осевой линии перемещения от параметра интенсивности внешнего гидростатического давления f_u.

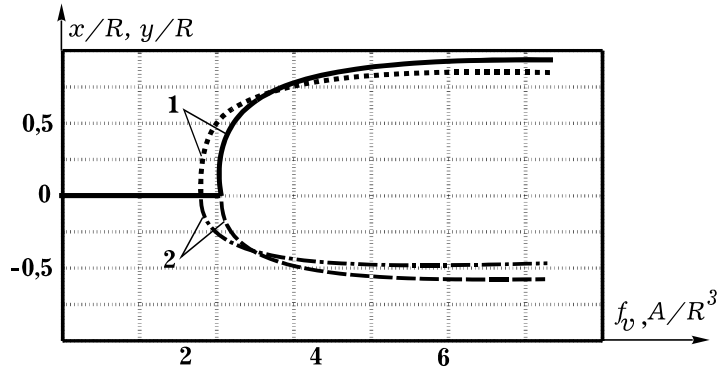


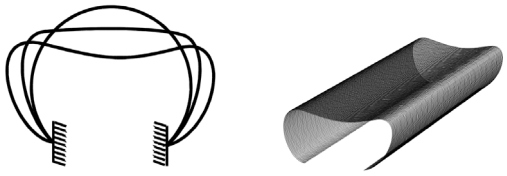
Рис. 2. Зависимость нормального к осевой линии перемещения от параметра интенсивности внешнего давления.

Кривая нагружения исходит из начала координат и не изменяет некоторое время своего значения. Так как осевая линия в принятой постановке задачи считалось нерастяжимой, то вплоть до потери устойчивости форма сечения оболочки оставалась кольцевой, а перемещения - равными нулю.

После потери устойчивости на краю s=0 оболочка начала прогибаться внутрь (рис. 2, кривая 2), а на краю s=S — выпучиваться наружу (рис. 2, кривая 1). При этом, однако, упругое деформирование оболочки сопровождалось сохранением ее несущей способности с

увеличением давления, в то время как исходная ветвь равновесия оказалась неустойчивой. При ослабленном сечении потеря устойчивости наступает при меньших нагрузках (точечные кривые на рис. 2) и закритическое сопротивление нагрузкам заметно меньше.

Таким образом был исследован характер деформирования оболочки от исходного (недеформированного) состояния до некоторого закритического состояния с визуальным отображением форм деформирования (рис.3) и внутренних силовых факторов (рис.4).



а) б)

Рис. 3. Закритические возможные формы поперечного сечения (а) и предполагаемое аксонометрическое изображение участка трубы (б)

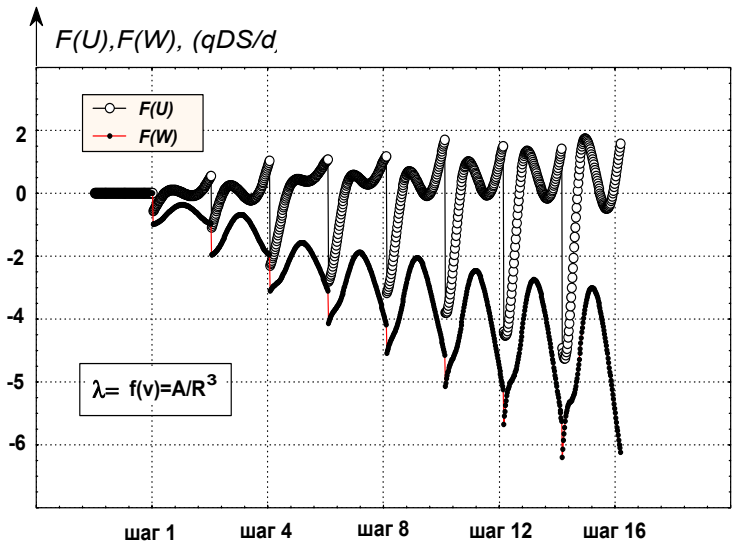


Рис.4. Внутренние усилия в сечениях

Выводы

Рассматриваемые методы позволяют исследовать напряженно-деформиро-ванное состояние, устойчивость и закритическое поведение трубопроводов любой формы поперечного сечения как в локальном, так и агрегатном состояниях с ослабленным сечением. При этом может рассматриваться пространственное деформирование при произвольном векторе нагружения. Отображение выходных данных позволяет принимать технологические решения в реальном режиме времени.

Список литературы

1. *Кравцов В.И.* Механика гибких морских конструкций. Киев.: Наукова думка, 1999. – 132с.

УДК 539. 374. 539. 4.015 / 016: 62. 23 (045)

В.В. Климин, В.А. Пасечник
(Национальный авиационный университет, Украина)

ПОВЫШЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ РАБОТЫ ПОДШИПНИКОВ СКОЛЬЖЕНИЯ ПРИ КОМПЛЕКСНОМ ВОССТАНОВЛЕНИИ РАБОТОСПОСОБНОСТИ ДЕТАЛЕЙ ШЕСТЕРЕННЫХ ГИДРОНАСОСОВ С ПРИМЕНЕНИЕМ МЕТОДА ГОРЯЧЕЙ ПЛАСТИЧЕСКОЙ ДЕФОРМАЦИИ

Исследованы пути повышения эффективности работы подшипников скольжения для получения возможности увеличения ресурса, надежности и объемного КПД масляных шестеренных гидронасосов. Показана целесообразность применения метода горячей пластической деформации для восстановления изношенных подшипников при комплексном восстановлении работоспособности деталей гидронасоса.

Вступление. Шестеренные гидронасосы, благодаря простоте конструкции и надежности нашли широкое применение в приводах исполнительных органов машин и механизмов. Однако, являясь тяжело нагруженными агрегатами, насосы имеют ограниченный ресурс. За время срока эксплуатации машины, их приходится неоднократно заменять новыми, что вызывает дефицит гидронасосов и необходимость восстановления их работоспособности.

Конструктивно шестеренный гидронасос (рис.1) состоит из: 1) корпуса, 2) шестерни ведомой, 3) шестерни ведущей, 4) подшипников скольжения (втулок), 5) крышки, РТИ и крепеж (не показаны).

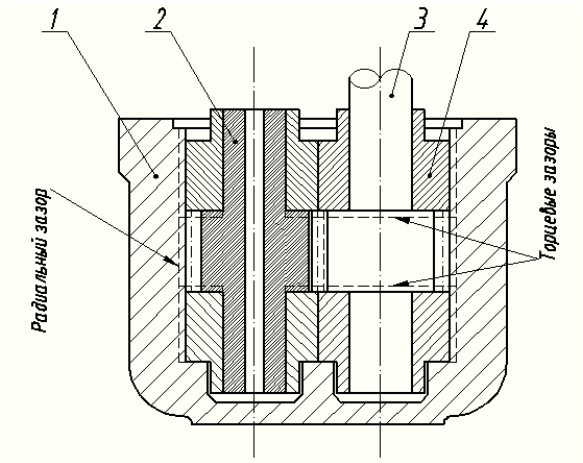


Рис. 1. Шестеренный масляный гидронасос (продольный разрез)

Работоспособность насоса определяется его паспортными характеристиками: величиной подачи (л/мин), давлением в гидросистеме (кг/см²) и ресурсом работы.

Суть проблемы. Перечисленные паспортные характеристики напрямую зависят от состояния подшипников скольжения (втулок). Опорные втулки формируют рабочий объем насоса, а эффективность его использования коэффициент полезного действия (КПД) определяется величиной потерь (утечек) масла через зазоры, суммарная величина которых обуславливается неточностью изготовления и монтажа , а также чистотой обработки поверхности сопрягаемых деталей.

Утечки масла из рабочего объема происходят через радиальные и торцевые зазоры (рис.1). Так при отсутствии кавитации утечки между торцевыми поверхностями шестерен и опорных втулок составляют 75% всех потерь. Например, при увеличении торцевого зазора до 0,1 мм наступает предельное состояние эксплуатационной пригодности насоса. Следовательно повысить объемный КПД можно, главным образом, за счет уменьшения торцевых зазоров гидравлической компенсацией износа, создания условий уменьшающих трение торцевых поверхностей шестерен и опорных втулок, исключения разрывов масляной пленки, вызывающих износ и перегрев торцов сопрягаемых деталей и, как следствие этого, перегрев насоса в целом. На величину утечек большое влияние оказывает температура масла

и корпуса. Значительное увеличение утечек с повышением температуры (до 100°С и более) объясняется как уменьшением вязкости масла так и увеличением зазоров за счет разности коэффициентов теплового линейного расширения корпуса и опорных втулок. Например, при увеличении температуры масла на 20°С, утечки увеличиваются на 3,1%. Отрицательное влияние потерь приводит не только к уменьшению подачи масла, т.е. к снижению объемного КПД, но и к повышению температуры масла в рабочем объеме насоса, т.к. утечки поступают во всасывающий канал и препятствуют нагнетанию свежего (холодного) масла, что ведет к ухудшению теплообмена.

Износ опорных втулок (подшипников скольжения) является главным фактором, лимитирующим гарантийный ресурс работы нагруженных насосов.

В данной работе не будут перечисляться все известные способы повышения ресурса насоса. Задача состоит в разработке и реализации способа повышающего эксплуатационную эффективность, получивших массовое применение действующих конструкций масляных шестеренных гидронасосов с иллюстрацией его на примере насосов типа НШ-32 и НШ-50.

Методика исследования. Выше было установлено, что уязвимым местом нагруженных наосов являются опорные подшипники скольжения. Здесь необходимо отметить, что в настоящее время в шестеренных насосах применяется гидравлическая компенсация (поджатие) торцевого износа. Это означает, что подшипниковые втулки прижимаются к торцам шестерен давлением масла, равным давлению в гидросистеме, что вызывает усиленное трение вследствие разрыва масляной пленки, перегрев и снижение вязкости масла, увеличение износа и утечек через увеличенные зазоры.

Предлагаемый способ минимизирует вредное влияние перечисленных факторов, и одинаково применим как для изготовления новых втулок, так и для восстановления изношенных. Последнее обстоятельство представляется особенно важным, учитывая то, что по Украине ежегодно нуждаются в ремонте сотни тысяч гидронасосов, утративших работоспособность по причине износа, прежде всего подшипниковых втулок.

Для восстановления работоспособности подшипниковых втулок предлагается применить метод горячей пластической деформации, с помощью которого осуществляют перераспределение ненагруженного металла в зоны износа в объеме, позволяющем после чистовой механической обработки получить деталь, параметры которой соответствуют техническим требованиям ремонтного чертежа.

Пластическую деформацию осуществляют в матрице кассетным пуансоном. При этом втулку нагревают вместе с матрицей до температуры равной 0,7 температуры плавления материала втулки, т.е. $T_{нагр.} = 0{,}7\ T_{плав}$ (рис.2).

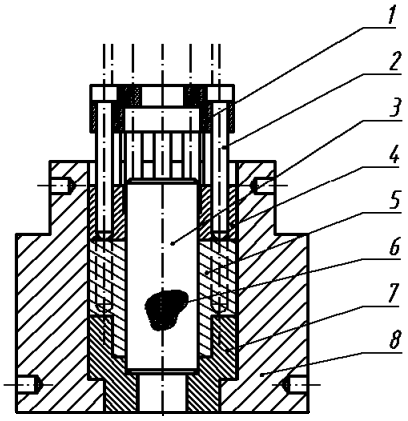


Рис. 2. Рабочие элементы пресс – формы: *1* - Обойма верхняя; *2*- Пуансон; *3* – Вкладыш; *4* – Обойма нижняя; *5* – Восстанавливаемая втулка; *6* – Компенсатор; *7* – Подставка; *8* - Матрица

Подшипниковые втулки имеют износ по всем поверхностям (наружным и внутренним) (рис.3,поз.2), сопряженным с корпусом и шестернями. Поэтому при определении необходимого для восстановления объема металла находят суммарную площадь всех изношенных поверхностей в мм² и умножают ее на заданную толщину слоя перемещаемого

металла в мм. В результате получают объем металла в мм³, который необходимо распределить на изношенных поверхностях для компенсации износа с учетом припуска под чистовую механическую обработку.

Диаметр отдельного пуансона (рис.2, поз.2) назначают таким, чтобы он был меньше толщины зуба на 2÷2,5 мм в зоне диаметра, на котором располагаются углубления от выдавленного металла(рис.3,поз1). Соблюдение этого условия исключает перетекание масла из перекрытого углубления в смежные. Глубина внедрения пуансона во втулку выбирается максимальной при соблюдении условия, что углубление должно быть глухим. Исходя из заданных условий, определяется объем внедряемой во втулку части пуансона и, зная найденный выше суммарный объем вытесняемого металла, находим общее количество пуансонов, которые равномерно располагаются на заданной окружности по торцу втулки, сопряженной с торцом шестерни (рис.3). Например, для насоса НШ-32 диаметр углубления d = 6,5мм, глубина внедрения h = 25мм, на диаметре D = 44мм.

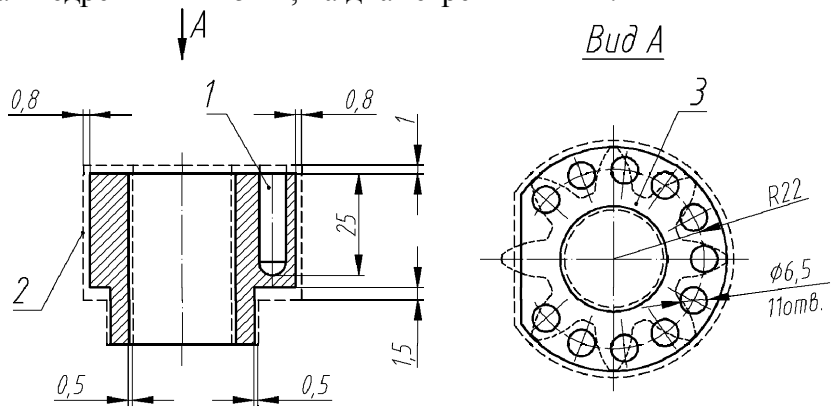


Рис. 3. Распределение припуска относительно номинальных размеров после пластической деформации втулки

Результаты эксперимента. Расположение углублений (рис.3,поз1)на торце втулки, сопрягающимся с торцом шестерни(рис.3,поз.3), обеспечивает непрерывность масляной пленки, что резко уменьшает трение и теплообразование, а в сумме своей, углубления работают, как радиатор и эффективно отводят тепло из рабочего объема насоса. Пульсирующий характер потока также способствует отводу тепла, благодаря непрерывной смене масла в углублениях на холодное, поступающее со стороны всасывания.

В результате влияния перечисленных факторов увеличивается ресурс и объемный КПД, т.е. повышается эффективность работы нагруженного насоса.

Втулки изготовлены из антифрикционного алюминиевого сплава АО-3-7 системы Al-Cu-Sn, содержащего 7,0…8,5% меди, 2,5…3,5 олова, 0,6…1,2% кремния, 0,5…0,8% марганца, < 0,5% железа, < 0,2% цинка, < 0,35% магния.

В результате проведенных исследований установлено, что минимальная твердость и максимальная пластичность, при которых следует производить пластическую деформацию находятся в интервале температур 623…673К (350 - 400°С) (рис.4).

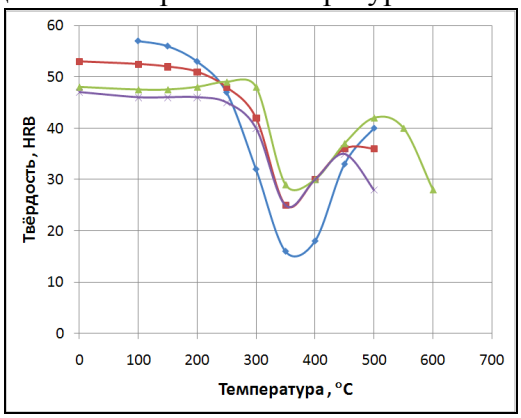


Рис. 4. Влияние температуры закалки на твердость восстановленных втулок

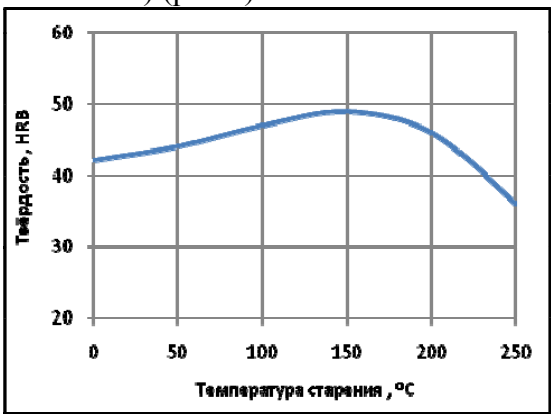


Рис. 5. Влияние температуры старения на твердость восстановленных втулок

Также была определена температура, при которой необходимо вести искусственное старение втулок после их пластической деформации в течении 6 часов при температуре 453К (180°С). При этом изменения размеров не обнаруживается, а достигается максимальная твердость, соответствующая нормалям завода изготовителя (рис.5).

Микроструктура восстановленных втулок (рис.6) по составу и строению аналогична новым(рис.7): α - твердый раствор, S – фаза – Al_2CuMg, $FeAl_3$, а также двойные и тройные эвтектики ($\alpha + CuAl_2$), ($\alpha + CuAl_2$+Sn), ($\alpha + CuAl_2$+Si).

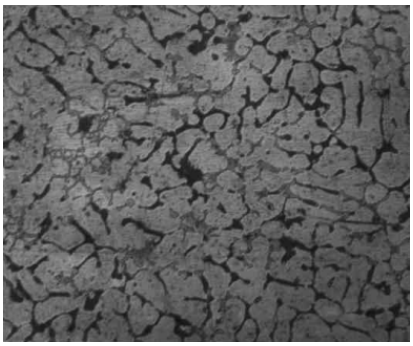


Рис. 6. Микроструктура втулки, восстановленной методом горячей пластической деформации (объемным выдавливанием)

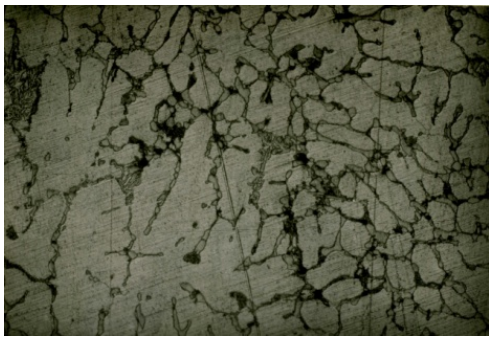


Рис. 7. Микроструктура новой втулки, ×300

Выводы. Лабораторные и стендовые испытания в заводских условиях шестеренных гидронасосов, укомплектованных подшипниковыми втулками, восстановленными предложенным способом, подтвердили положительное влияние модернизации торцевой поверхности втулок, контактирующих с торцами шестерен, а именно:

– уменьшение трения благодаря увеличению смачиваемой поверхности и созданию условий, обеспечивающих непрерывность масляной пленки;

– снижение температуры масла в рабочем объеме насоса за счет повышения эффективности теплоотвода;

– повышение КПД насоса и его ресурса.

Предложенный способ является заключительным этапом работ по решению проблемы комплексного восстановления работоспособности шестеренных гидронасосов [7] при 100% экономии металла и в равной степени применим как в крупносерийном ремонтном, так и в основном производстве гидронасосов.

Список литературы

1. А.с. №1729724 Способ ремонта шестеренных гидронасосов / Климин В.В. и др. Заявл. от. 03.01.1992.

2. *Юдин Е.М.* Шестеренные насосы. - М.: Машиностроение, 1964. - 236 с.

3. *Тылкин М.А*. Справочник термиста ремонтной службы. - М.: Металлургия, - 1981. - 648 с.

4. *Унксов Е.П., Овчинников А.Г.* Теория пластических деформаций металлов. - М.: Машиностроение, 1986. – 600 с.

5. *Бернштейн М.Л., Займовский В.А.* Структура и механические свойства металлов. - М.: Металлургия, - 1970. - 472 с.

6. *Глазов В.М., Вигдорович В.Н.* Микротвердость металлов - М.: Металлургиздат,-1962.-234с.

7. *Климин В.В.* Применение специальной термомеханической обработки для компенсации износа деталей узлов трения // Проблеми тертя та зношування. - 2007. - Вип. 47. - с.58 - 66.

УДК 621.891

В.Ф. Лабунець, к.т.н., проф., А.П. Кудрін, к.т.н., проф., О.С. Супрунович
(Національний авіаційний університет, Україна),
В.В. Жигинас, О.В. Мельник, В.А. Тіт
(ДП завод 410 ЦА, Україна)

ПРИЧИНИ РУЙНУВАННЯ ДЕТАЛЕЙ З ЛЕГКИХ СПЛАВІВ І МЕТОДИ ЇХ ВІДНОВЛЕННЯ

Виконано аналіз причин і факторів, що спонукають втрату працездатності деталей авіаційної техніки, які працюють в вузлах тертя. Відмічено, що більшість деталей виготовлених з легких сплавів потребують розробки ефективних технологій їх відновлення. Запропоновані методи поверхневого зміцнення і відновлення деталей вузлів тертя АТ, виготовлених із легких сплавів.

Загальна постановка проблеми та її зв'язок з науково-виробничими задачами. Проблема забезпечення зносостійкості деталей з легких сплавів як у виробництві, так і під час ремонту авіаційної техніки є актуальною і потребує свого вирішення. Вона актуальна також і для інших споріднених галузей техніки, де заміна традиційних конструкційних матеріалів сплавами на основі алюмінію, магнію та титану має значні техніко-економічні переваги при створенні нових зразків техніки. Це стосується автомобілебудування, енергетики, електроніки та медицини.

Огляд публікацій і аналіз невирішених проблем. В процесі експлуатації в деталях виникають різноманітні дефекти. Найбільш поширеними з них є знос робочих поверхонь деталей, що обумовлює зміну геометричних форм і розмірів, міцності і шорсткості, маси деталі та структури матеріалу.

Зносостійкість деталей вузлів тертя забезпечується застосуванням різних конструктивних, технологічних і експлуатаційних методів. Численні технологічні методи поверхневого зміцнення та відновлення деталей – один з основних напрямків створення зносостійких структур [1], особливо для тих пар тертя, деталі яких виготовлені із легких сплавів. Методи використання поверхневого зміцнення та відновлення деталей авіаційної техніки описані в роботі [1]. Обмежене використання захисних покриттів зумовлене недостатньою розробкою технологічних методів оптимального фазового та структурного стану, який забезпечать задані фізико-механічні властивості.

Економічна доцільність відновлення деталей обумовлена насамперед можливістю повторного і неодноразового використання 65-75% деталей. Собівартість відновлення деталей, як правило, не перевищує 75% вартості нових, а витрати матеріалів в 15-20 раз нижчі, ніж на їх виготовлення [2].

Аналізу пошкоджень деталей вузлів тертя АТ присвячені дослідження багатьох вчених. Однак, значна кількість цих досліджень присвячена вивченню процесів зношування деталей АТ, виготовлених із сплавів на основі заліза. Враховуючи той факт, що з кожним роком кількість деталей, виготовлених із легких сплавів збільшується, науковий і практичний інтерес представляє аналіз причин руйнування деталей вузлів тертя АТ, виготовлених із сплавів на основі алюмінію, магнію і титану.

Мета роботи – провести аналіз причин руйнування деталей вузлів тертя АТ із легких сплавів, а також перспективних методів поверхневого зміцнення та відновлення зношених деталей.

Результати дослідження та їх обговорення. Більшість деталей тертя, що працюють в різноманітних умовах контактної взаємодії, забезпечують нормальну роботу вузлів тертя протягом багатьох годин експлуатації відповідно до заданого ресурсу. Однак, як свідчать результати дефекації таких деталей, випадки передчасного виходу з ладу трибовузлів з причини підвищеного зносу непоодинокі. Результатом інтенсивного зношування в таких випадках є зниження працездатності пари тертя, і відповідно зниження її довговічності, що в

деяких випадках призводить до відмов в роботі.

Фрактографічні дослідження робочих поверхонь деталей тертя проводили на мікроскопі МБС-2 при збільшенні 10-60, а також з застосуванням методу растрової електронної мікроскопії на мікроскопі-мікроаналізаторі ”Camskan-4DV”, основне призначення якого полягає в відображенні за допомогою електронно-променевої трубки тримірного зображення поверхні зразка за загальноприйнятою методикою.

В процесі проведених досліджень встановлено, що основними видами зношування, яким піддаються деталі з легких сплавів є: абразивне, газо- та гідроабразивне і втомлювальне зношування, фретинг-корозія та схоплювання.

Абразивному зношуванню піддаються стойки шасі, штоки гідроприводів, інші деталі, при проникненні через пильники та ущільнення твердих абразивних частинок, особливо при зльоті та посадці. Газоабразивного зношування зазнають деталі, які працюють в потоці газу чи газоабразиву. До них відносяться лопаті гвинтів авіадвигунів та гелікоптерів, обтікачі, деталі вхідних пристроїх газоповітряного тракту. Також газоабразивному виду зношування піддаються робочі та направляючі лопатки компресора, виготовлені з алюмінієвого сплаву.

Гідроабразивне зношування характерне для гідравлічних трубопроводів, особливо в місцях зміни напрямку потоку, а також для внутрішніх порожнин насосів та робочих механізмів.

Втомлювального зношування зазнають майже всі механізми та вузли АТ. Варто відзначити, що деталі, піддані поверхневому зміцненню, значно довше опираються втомлювальному зношуванню і як результат мають значно вищі ресурси.

Фретинг-корозія характерна для болтових та клепаних з’єднань, рейок механізації крила, виготовлених з титанового сплаву ВТ-22, місць посадки кожухів жарових труб, також виготовлених з титанових сплавів, кронштейна кріплення руля керування та секторів гальмівних циліндрів, які виготовлені з магнієвого сплаву.

Для забезпечення працездатності деталей вузлів тертя, на поверхні яких розвиваються вищеназвані процеси, використовують різноманітні методи поверхневого зміцнення та відновлення. Переважна більшість з них не містить чітких рекомендацій з вибору їх геометричних параметрів та фізико-механічних властивостей і особливо трибологічних. В першу чергу це стосується нанесення покриттів на легкі сплави.

Нові досягнення у галузі матеріалознавства забезпечують формування покриттів з комплексом заданих властивостей. Особливо важливим етапом у розвитку сучасних технологій є створення дискретних композиційних керамічних покриттів методами електроіскрового легування, нанесення градієнтних композиційних електрохімічних покриттів, а також металополімерних покриттів на основі епоксидних смол з різноманітними наповнювачами, що дає змогу в широких межах регулювати їх фізико-механічні властивості.

Серед технологічних методів нанесення покриттів електроіскрове легування (ЕІЛ), яке відноситься до екологічно чистих технологій, відрізняється низькою енергоємністю, простотою процесу, малими габаритами технологічного обладнання у поєднання з високою ефективністю збільшення рівня фізико-механічних властивостей поверхні.

Відомо [3], що ЕІЛ легких сплавів (алюмінію, магнію) традиційними компактними електродними матеріалами (металами, їх сплавами та металоподібними тугоплавкими сполуками) супроводжується інтенсивною електроерозією катоду з втратою маси деталі в результаті низької температури плавлення. В [4] було встановлено, що цей негативний ефект можливо подолати, якщо використати в якості матеріалу легуючого електроду композит AlN-Ti(Zr)B_2, в якому один із компонентів (AlN) є діелектриком. Продукти електроерозії (AlN, Al_2O_3), які знаходяться у між електродному зазорі, екранують від впливу іскрового розряду поверхні алюмінію (катода) знижуючи його ерозію. При цьому коефіцієнт масопереносу сягає 60%. У випадку використання у якості електроду композиції LaB_6 – ZrB_2, у складі якого відсутня діелектрична складова, при високих температурах, що виникають в процесі ЕІЛ, в продуктах електроерозії електроду з’являються оксиди бору B_2O_3, яка присутня в продуктах окислення LaB_6 вже при температурі 900 °С. Присутність

парів оксиду бору обумовлює створення екрану і, як результат, забезпечує збільшення ваги Al-катоду.

На ДП з-д 410 ЦА проводяться роботи з впровадження нової технології відновлення зношених деталей із сплавів на основі алюмінію нанесенням на робочу поверхню багатофункціонального композиційного покриття. Сутність способу [5] полягає у формуванні адгезійного шару на основі епоксидного композиту із струмопровідним наповнювачем шляхом нанесення цього покриття на поверхню при додатковому шаржуванні основним наповнювачем та термічній обробці, а зовнішній шар формують шляхом нанесення композиційного електролітичного покриття.

Сучасна авіакосмічна техніка гостро потребує розробки ”проривних” технологій і матеріалів на основі магнію, здатних успішно замінити серійні алюмінієві сплави [6].

Основною перевагою магнію є його низька густина, яка складає всього 65-75 % від густини промислових алюмінієвих сплавів. Як конструкційний матеріал магнієві сплави володіють не тільки високою питомою міцністю і питомою жорсткістю, але і добрими демпфуючими характеристиками, технологічністю, стабільністю і стійкістю до електромагнітних перешкод, що забезпечує їм перспективу використання у різноманітних галузях сучасної техніки [6, 7].

Важливе значення має і те, що магній відноситься до найбільш поширених у земній корі елементів і займає серед конструкційних матеріалів третє місце після алюмінію (8,8%) і заліза (5,1%). При цьому за властивостями він дуже близький до алюмінієвих сплавів, але його виробництво дешевше. Це дозволяє створити нову перспективну групу магнієво-алюмінієвих сплавів.

Магнієві сплави в конструкціях повітряних суден використовують для виготовлення кронштейнів, штурвалів, дисків коліс шасі, різноманітних важелів, корпусів приладів, насосів, коробок передач, ліхтарів і дверей кабін та інших конструктивних елементів в залежності від типу літальних апаратів.

Однією з проблем при ремонті літаків Ан-32 є відновлення корпусів гальмівних дисків, виготовлених із ливарного магнієвого сплаву МЛ-5, величина зносу якого перевищує 1 мм. На сьогодні на ДП з-д 410 ЦА спільно з Аерокосмічним інститутом Національного авіаційного університету проводяться дослідження з розробки технології відновлення деталей із магнієвих сплавів новими технологічними методами.

Особливе місце в групі легких сплавів займають сплави на основі титану. Із титанових сплавів виготовляють сопла газотурбінних двигунів, ротори турбін, клапани, втулки, лопатки і диски компресорів, ущільнення, болти, гайки, деталі фюзеляжа та ін., використання яких замість алюмінієвих дозволяє зменшити масу повітряного судна на 20%.

Більш широке застосування титанових сплавів як конструкційного матеріалу, що володіє не лише високою питомою міцністю, але і високою корозійною стійкістю і гарною технологічністю, обмежується низькими триботехнічними характеристиками, а саме низькою зносостійкістю і схильністю до контактного схоплення в трибоспряженнях. Наслідком цього є значне зношування і механічне пошкодження при терті титанових сплавів. Так, наприклад, коефіцієнт тертя на повітрі технічного титану марки ВТ1-0 знаходиться в межах 0,45-0,55 (для однойменних пар тертя). В той же час коефіцієнт тертя латуні Л062-1 складає 0,2, а загартованої і відпущеної сталі не перевищує 0,26. Схильність до схоплювання є суттєвим недоліком титанових сплавів, що часто ускладнює (а в ряді випадків робить неможливим) їх застосування в вузлах тертя [8].

Підвищити зносостійкість титану і його сплавів в різних умовах контактної взаємодії можна за допомогою покриттів. Для поверхневого зміцнення і відновлення титанових сплавів в даний час застосовуються різноманітні технологічні методи: дифузійне насичення поверхневого шару різноманітними елементами, гальванічним або електролітичним осадженням елементів, газотермічними методами, фізичними методами осадження елементів, електроіскрове і лазерне легування та ін.

Практично всі відомі технологічні процеси нанесення покриттів використовуються для

поверхневого зміцнення титанових сплавів, однак, їх наукоємкість і ефективність мають суттєві відмінності. Із відомих технологій нанесення покриттів та їх фізико-механічних властивостей перспективним є покриття отримані низькотемпературним іонним азотуванням в безводневому середовищі при температурах 500-700 °С. Відомо [9], що в умовах високотемпературного (850-1000 °С) азотування титанових сплавів в середовищі азоту і аміаку на його поверхні утворюються покриття із нітридів титану, які характеризуються високою твердістю (HV-1600-1800) та товщиною від кількох десятків до сотень мкм, які забезпечують високу зносостійкість поверхонь при абразивному зношуванні. Разом з тим при таких високих температурах змінюється вихідна структура матеріалу та відбувається окрихчування поверхні при азотуванні в аміаку, що негативно впливає на міцність конструктивних елементів. На відміну від високотемпературного насичення титанових сплавів азотом при низькотемпературному азотуванні зберігається вихідна структура та відсутнє водневе окрихчення, що позитивно впливає на фізико-механічні властивості зміцненого титанового сплаву. Так, при низькотемпературному іонному азотуванні титанового сплаву ВТ8 зносостійкість в умовах тертя ковзання без мастила збільшується в 15 раз, а протизадирні властивості в 4,2 рази в порівнянні з неазотованим сплавом [10].

Ефективним методом підвищення триботехнічних характеристик титанових сплавів є лазерне легування. Це характерно для таких процесів як лазерна карбідизація, борування, молібденування, однак, як правило, дослідники вивчають при цьому фазовий склад, мікротвердість зміцненого шару, залишаючи без уваги їх експлуатаційні властивості, зокрема зносостійкість.

Висновки

Як показали проведені дослідження, до основних причин руйнування деталей з легких сплавів, варто віднести: близько 2/3 деталей не відповідають вимогам трибоспряжень АТ; відсутність високоефективних технологій поверхневого зміцнення легких сплавів; висока наукоємність науково-дослідних робіт по розробці сучасних методів поверхневого зміцнення легких сплавів.

Таким чином, вивчення трибологічних властивостей зміцнених легких сплавів дозволить визначити межі їх працездатності в різноманітних умовах контактної взаємодії, що буде стимулювати подальше їх застосування в вузлах тертя не лише авіакосмічної техніки, а і в інших галузях промисловості.

Список літератури

1. *Лабунец В.Ф.* Тенденції створення захисних структур триботехнічного призначення // Проблеми тертя та зношування. – Наук.-техн. збірник. – К.: НАУ.-2000. – Вип.45.-С.105-112.

2. *Черновол М.И., Поединок С.Е., Степанов Н.Е.* Повышение качества восстановления деталей машин. – К.: Техника.-1989.-168с.

3. *Михайлов В.*В., *Абрамчук А.П.* // Электронная обработка материалов, 1966.-№2.-С.36-40.

4. *Юречко Д.В*. Інженерія зносостійкої поверхні сплавів алюмінію при їх електроіскровому легуванні матеріалами на основі систем AlN-Ti(Zr)B_2 та LaB_6-ZrB_6 // Автореферат канд. дис.-ції.- К.: ІПМ НАНУ, 2006.-20с.

5. *Патент* на корисну модель №40524. Спосіб одержання багатофункціонального композиційного покриття / Савчук П.П., Кальба Є.М., Лучка М.В., Жигинас В.В., Тіт В.А., Кіндрачук М.В.. Опубліковано 10.04.2009, Бюл. №7, 2009.

6. *Волкова Е.Ф.* Современные деформируемые и композиционные материалы на основе магния (обзор) // МиТОМ, 2006. - №11. – С.5-9.

7. *Takuda H., Kikuchi S.* Effect of strain rate on deformation behavior of a Mg-8,5, Li-1Zn alloy sheet from temperature // Materials Science and Engineering. – 1999.-V.A271/-P.251-256.

8. *Мороз Л.С., Полин И.В., Буталов Л.В.* Титан и его сплавы.- Л.: Судпромгиз, 1960.- Т.1. – 516с.

9. *Федірко В.М.*, *Погрелюк І.М.* Азотування титану та його сплавів.- К.: Наук. думка, 1995.- 223с.

10. *Каплун В.Г., Машовець Н.С.* Кінетика зношування азотованого титанового сплаву // Вісник двигунобудування, 2006. - №2. – С.85-87.

УДК 621.891

С.В. Федорчук,
А.О. Корнієнко, кандидат технічних наук
(Національний авіаційний університет, Україна)

РОЗРОБКА СПЛАВА-НАПОВНЮВАЧА КОМПОЗИЦІЙНИХ ЕЛЕКТРОЛІТИЧНИХ ПОКРИТТІВ ДЛЯ РОБОТИ ПРИ ПІДВИЩЕНИХ ТЕМПЕРАТУРАХ

Розроблено зносостійкий евтектичний сплав на основі заліза для використання як наповнювача композиційних електролітичних покриттів для роботи при підвищених температурах

Постановка завдання. Прогресивним напрямком триботехнічного матеріалознавства є розробка композицій на металевій основі, зміцнених тугоплавкими високоміцними волокнами або пластинами. Такі матеріали можуть працювати в широкому діапазоні температур. Аналіз антифрикційних властивостей виявив важливу роль розміру включень наповнювача та його об'ємного вмісту. На зносостійкість гетерогенних матеріалів суттєво впливає напружений стан, що виникає під час контактування поверхонь при терті.

Проблема використання цих композитів пов'язана з тим, що внаслідок різних значень фізико-механічних характеристик таких як теплоємність, теплопровідність, коефіцієнтів теплового розширення на межі між матрицею та включеннями, у перехідній зоні між матрицею та включеннями, а також у перехідній зоні між покриттям та основою виникають великі напруження. Відомі експериментальні та теоретичні дані не дають змоги зробити висновок про розподіл напружень у композиційному матеріалі за реальних умов тертя, зокрема з урахуванням температурного режиму елементів пари тертя. Внаслідок суттєвої різниці в коефіцієнтах теплопровідності та питомої теплоємкості матеріалів матриці та включень (карбіди, бориди, силіциди, нітриди та інші) миттєві температури в різних точках композиту можуть значно відрізнятися. Ці перепади температур можуть викликати руйнування композиту, структурні та фазові перетворення, накопичення значних пошкоджень. Проте вдалий підбір співвідношення складових може сприяти зменшенню цих напружень, підвищенню працездатності деталей та конструкції в цілому. Важливим є також визначення точок з максимальними перепадами температур і напружень та впливу на них внутрішніх та зовнішніх факторів.

Тому наукові дослідження направлені на аналітичні дослідження впливу природи твердих включень, їх розміру і об'ємного вмісту на напружено-деформований стан, що виникає під час тертя в приповерхневих шарах композиційного матеріалу з урахуванням температурного фактору та встановлення можливостей підвищення зносостійкості композиційних матеріалів шляхом обґрунтованого вибору наповнювача для роботи при підвищених температурах.

Одним із перспективних методів поверхневого зміцнення деталей вузлів тертя покриттів є нанесення композиційних електролітичних покриттів (КЕП) [1]. Проте існуючі сьогодні КЕП не задовольняють зрослі вимоги до них при експлуатації відповідних вузлів тертя механізмів в умовах динамічних навантажень, активного впливу корозійних середовищ і особливо температур. Одним з ефективних шляхів отримання матеріалів з високою жароміцністю і зносостійкістю є створення композицій на металевій основі, зміцненій тугоплавкими боридами і карбідами із використанням евтектичної реакції між ними, оскільки висока жаростійкість і жароміцність визначається їх структурно-фазовим складом. В роботі [2; 3] показано, що такі фази проникнення, як TiB_2, CrB_2 і VC, характеризуються хімічною сумісністю, міцним зв'язком і знаходяться в стійкій рівновазі при підвищених температурах (до $0{,}9T_{пл}$) з металевою основою, близькою за складом до сталі 12Х18Н9Т. Такі сплави здатні працювати у навантажених вузлах тертя за одночасного впливу хімічно-активного середовища, високих температур при відсутності мащення. Проте експлуатація покриттів на їх основі при високих температурах 900–1200 К знижує працездатність, що зумовлено окисленням.

Тому дуже важливим при створенні КЕП є вибір наповнювача, властивості якого мають визначати властивості композиції в цілому. В зв'язку з цим мета роботи полягає у розробці наповнювача КЕП на основі заліза для роботи при підвищених температурах.

Результати досліджень. Розв'язання завдання досягається тим, що як наповнювач КЕП використовується спеціально розроблений зносостійкий сплав на основі заліза, який містить: залізо, хром, нікель, титан і бор, узятий у співвідношенні компонентів, в мас.%: B (6,1–8,2); Cr (20,4–27,1); Ni (10,1–20,2); Ti (12,7–16,4); Fe (решта) [4].

Склад сплаву обраний таким чином, що нікель і частково хром розчиняються в залізі у межах твердого розчину. При цьому утворюється твердий розчин на основі γ-Fe, легований хромом і нікелем у концентраціях, які надають йому максимальної жаростійкості при високотемпературному окисленні на повітрі. Крім того, титан та частка хрому утворюють бориди хрому та титану, що визначає високу зносостійкість сплаву при підвищених температурах на повітрі. Співвідношення між твердим розчином на основі γ-заліза, боридами хрому та титану підібрано таким чином, аби утворилася при кристалізації квазіпотрійна евтектика з дисперсною структурою. Завдяки утворенню такої евтектики у складі розробленого сплаву він набуває одночасно високої зносостійкості при підвищених температурах на повітрі та жаростійкості.

Для одержання сплаву було виготовлено сім сумішей компонентів, склад яких наведено у таблиці. З цих сумішей було виготовлено сплави методом дугової плавки в лабораторній електродуговій печі, на мідному водоохолоджуваному поді в атмосфері захисного газу (Ar) вольфрамовим невитрачальним електродом. Наприклад, сплав № 4 виготовлявся введенням бору у вигляді лігатури складу FeB, а інші компоненти вводилися в сплав у чистому вигляді в кількості, зазаначений у таблиці та рисунку. Так само виготовлялися й інші сплави, склад яких наведено у таблиці.

Сплав-наповнювач може бути виготовлений як в лабораторних, так і в промислових умовах.

Таблиця

Окислювання сплавів при температурі 600 °С і витримування 6 год

№ з/п сплаву	Хімічний склад сплаву					Приведений знос,мг/см^2 за 1000м
	Fe	Ni	Ti	Cr	B	
1	решта	9,4	12,0	19,0	5,8	3,1
2	решта	10,1	12,7	20,4	6,1	2,0
3	решта	14,20	13,1	22,4	6,7	1,2
4	решта	17,9	15,0	21,5	7,0	0,5
5	решта	19,1	16,1	25,4	7,2	0,7
6	решта	20,20	16,4	27,1	8,2	1,75
7	решта	21,10	17,1	28,1	9,0	3,3

Високотемпературне окислювання сплавів досліджувалося на термостатичній установці ТМ-50 у повітряному середовищі при температурі 600 °С з витримуванням зразків протягом 6 годин.

Випробування на тертя та зношування за схемою сухого односпрямованого тертя ковзання проводилося на установці М-22М у таких умовах: температура – 600 °С, навантаження 3 МПа, швидкість ковзання – 0,1 м/с, контртіло – загартована сталь 45HRC 43...48.

Усі сплави мали характеристики жаростійкості та високотемпературної зносостійкості, які наведено на рисунку.

Високотемпературне окислювання на повітрі квазіпотрійного евтектичного сплаву-наповнювача, в основному, визначається жаростійкістю залізної матриці. Збільшення в ній вмісту нікелю приводить до стабілізації γ-Fe, яке, як відомо, має більш високу жаростійкість, ніж α-Fe, що є основою залізної матриці (сплав № 1 таблиці). Як наслідок у сплаві-наповнювачі зменшується швидкість окислювання порівняно зі сплавом № 1 та утворюються оптимальні окисні плівки.

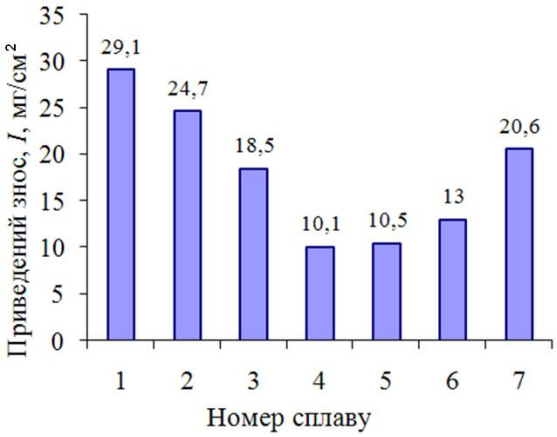


Рисунок. Знос сплавів за 1000 м при температурі 600 °С, навантаженні 3 МПа, швидкості ковзання 0,1 м/с

З даних таблиці видно, що максимальну жаростійкість мають сплави, в яких співвідношення компонентів таке, як у сплаву-наповнювача. Зменшення вмісту компонентів призводить до зниження жаростійкості сплавів за рахунок появи твердого розчину на основі α-Fe з низькою жаростійкістю, їх перевищення також зменшує жаростійкість, але вже внаслідок утворення інтерметалідів. Така поведінка сплавів при високих температурах на повітрі суттєво впливає на їх триботехнічні характеристики, зокрема зносостійкість.

За високої температури (600 °С) зношення сплавів на повітрі відбувається переважно за рахунок видалення виниклих окисних плівок. Окисна плівка, що утворюється, має бути оптимальною завтовшки, складом, щільністю, адгезією. Склад сплаву-наповнювача має підвищену жаростійкість порівняно зі сплавом № 1, і, як наслідок, утворюються оптимальні оксидні плівки, менші завтовшки, що позитивно впливає на зношування. З рисунку видно, що високотемпературне зношуння сплаву-наповнювача на повітрі (сплави 2–6) суттєво нижче ніж сплаву № 1.

Перевищення вмісту компонентів над кількістю сплава–наповнювача (сплав № 7), як зазначалося вище, призводить до зниження жаростійкості, що також збільшує кількість окисних плівок і спричинює зниження зносостійкості.

Зменшення кількості компонентів, порівняно зі сплавом–наповнювачем (сплав № 1) знижує високотемпературну зносостійкість. При цьому перевищення кількості компонентів також знижує високотемпературну зносостійкість внаслідок, імовірно, утворення інтерметалідних фаз, що характеризуються низькою жаростійкістю й високою крихкістю. В процесі тертя вони викришуються і видаляються із зазора між зразком і контртілом.

Висновки. Задля створення КЕП для роботи при підвищених температурах, які в процесі роботи одночасно піддаються зношуванню і впливу високих температур на повітрі, розроблено сплав-наповнювач на основі заліза з високими жаростійкістю та жароміцністю, який містить: залізо, хром, нікель, титан і бор, узятий у співвідношенні компонентів, в мас.%: B (6,1–8,2); Cr (20,4–27,1); Ni (10,1–20,2); Ti (12,7–16,4); Fe (решта).

Список літератури

1. *Кіндрачук М.В., Лучка М.В., Корнієнко А.О.* Експерементально-аналітичні дослідження триботехнічних характеристик покриттів матрично-наповненого типу // Проблеми трибології. – 2005, № 2. – С. 74–80.

2. *Шурин А.К., Киндрачук М.В., Панарин В.Е.* Износостойкость нержавеющих эвтектических сплавов с фазами внедрения. –К.:Техніка, –1981. –№19. –С. 17–28.

3. *Кіндрачук М.В.* Вплив структури евтектичних плазмових покриттів на їхні триботехнічні властивості в широкому діапазоні температур // Фізико-хімічна механіка матеріалів. –№ 4. –С. 66–71.

4. Пат. 27849 Україна, МПК C23C 8/02. Зносостійкий сплав / В. Є. Панарін, М. В. Кіндрачук, Джамаль Ібрагим Мансур, С. В. Федорчук, В. В. Погоріла. Заявл. 21.08.07; Опубл. 12.11.07. Бюл. №11. 2007.

УДК 629.735.33

В.А. Краля, кандидат технических наук, О.П. Костенко
(Национальный авиационный университет, Украина),
О.М. Джоган
(ООО «Аэромеханика», Украина)

ИНФУЗИОННЫЕ МЕТОДЫ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ДЕТАЛЕЙ ИЗ ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ

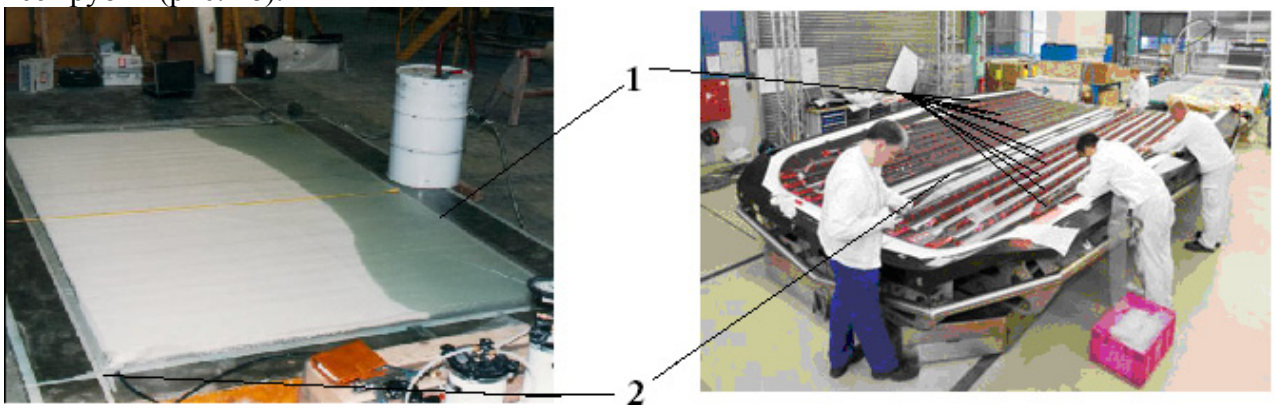
Среди большого количества методов изготовления деталей из полимерных композиционных материалов в последнее время возросло использование инфузионных методов пропитки наполнителя на оснастке. В связи с разнообразием конфигураций изготавливаемых деталей предложено различные схемы расположения вспомогательных средств и пути повышения качества получаемой продукции

Полимерные композиционные материалы (ПКМ) благодаря комплексу уникальных свойств широко используются в технике. В настоящее время известно множество технологических процессов переработки этих материалов в изделия различных размеров, конфигурации и назначения. Каждый технологический процесс имеет свои особенности, преимущества и недостатки. Кроме того, каждый процесс формообразования изделий ограничивается технологическими возможностями, параметрами процесса (давление, температура, скорость формообразования и т.д.), геометрии, формы, уровнем автоматизации и реализации исходной прочности компонентов. Эти возможности ограничения, с одной стороны, заложены в самом методе формообразования, а, с другой стороны, ограничены параметрами технологического оборудования и оснастки [1].

Среди большого количества методов изготовления деталей из ПКМ в последнее время возросло использование инфузионных методов пропитки наполнителя на оснастке. Одним из этих методов является VARTM (Vacuum Assisted Resin Transfer Molding), то есть, передача связующего по оснастке при помощи вакуума. VARTM является вариантом традиционного RTM метода и использует одностороннюю оснастку с гибким пленочным барьером (вакуумным мешком), чтобы определять “безоснасточную” поверхность, поэтому стоимость оснастки достаточно низкая. Для изготовления деталей не нужен высокий вакуум. В VARTM методе обычно используется предварительная заготовка армирующего наполнителя, изготовленная точно под оснастку. Каждый слой армирующего наполнителя уложен точно под необходимый размер будущей детали и удерживается на месте при помощи усилителя липкости. Трубки подачи связующего установлены над деталью в оптимальных местах, чтобы дать возможность связующему полностью пропитать деталь до начала гелирования связующего. Деталь герметично упакована пленкой для вакуумных мешков и герметизирующим жгутом, позволяя вакуумным трубкам проникать под мешок вдоль краев. Вакуумный мешок размещен так, чтобы при применении вакуума он не зависал. После проведения теста на герметичность, трубки подачи связующего помещаются в открытую емкость с жидким связующим. Когда трубки подачи связующего открыты, связующее проходит сквозь наполнитель из-за разницы давления в емкости со связующим и вакуумным мешком. После полной пропитки деталь в зависимости от типа матрицы отверждается при комнатной температуре или в конвекционной печи [2-4].

Для пропитки деталей квадратной, прямоугольной или трапециевидной формы связующим с длительным временем гелирования используют традиционную VARTM схему: с одной стороны укладывают трубку подачи связующего (поз. 1), а с противоположной – вакуумную трубку (поз. 2) (рис. 1а). Но при изготовлении крупногабаритных деталей время перемещения связующего от трубки подачи до вакуумной трубки больше времени до начала гелирования связующего. Бороться с этим возможно путем увеличения количества трубок подачи связующего и уменьшения расстояния между этими трубками. Для этого трубки

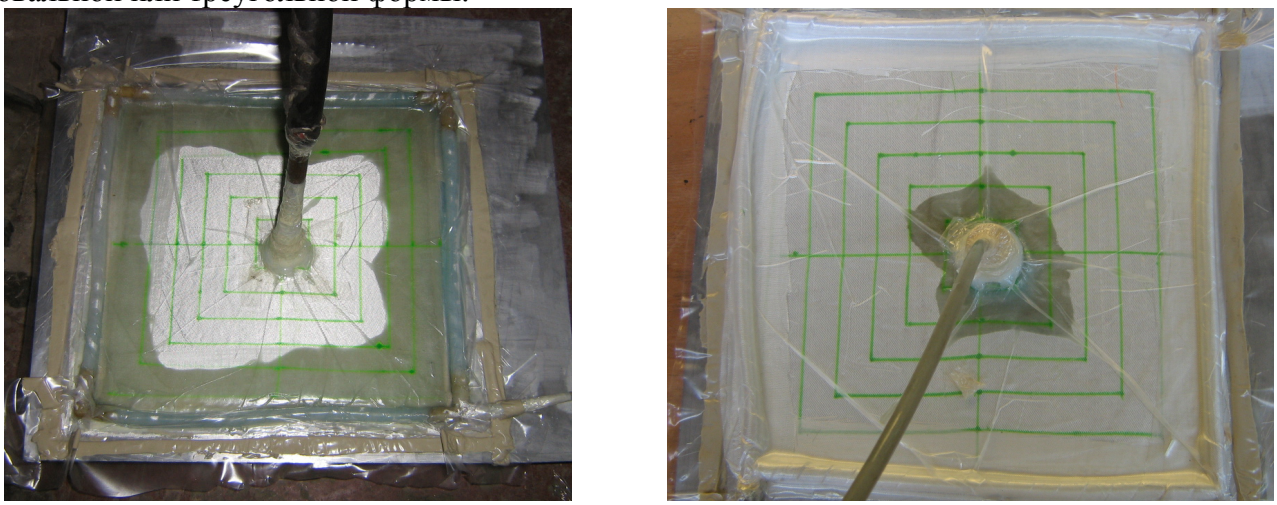
подачи связующего (поз. 2) располагают на небольшом расстоянии параллельно друг другу. При этом возможна подача связующего поочередно в каждую трубку или одновременно во все трубки (рис. 1б).



а) б)

Рис. 1. Традиционные VARTM схемы

В связи с разнообразием конфигураций изготавливаемых деталей, для уменьшения расхода основных и вспомогательных материалов предлагаются различные схемы расположения вакуумных трубок и трубок подачи связующего. Хорошо себя зарекомендовали усовершенствованные VARTM схемы: первая, где по периметру детали расположены объединенные между собой в магистраль трубки подачи связующего и вакуумная трубка по середине (рис.2,а); вторая схема содержит в себе магистраль из вакуумных трубок, а по середине детали точечная подача связующего (Рис.2б). Авторы провели эксперименты, которые показали, что эти схемы позволяют пропитать вдвое большую площадь за единицу времени по сравнению с выше описанными традиционными схемами, а также идеально подходят для пропитки деталей средней величины круглой, овальной или треугольной формы.



а) б)

Рис. 2. Усовершенствованные VARTM схемы

Но самым лучшим способом увеличения скорости распространения связующего и, соответственно, уменьшения времени пропитки детали является применение различных транспортных каналов [5]. В мире используются самые разнообразные транспортные каналы:

- тканые полотняные элементы, которые функционируют, как «механические» пути течения для жидкого связующего в сочетании с дренажными слоями (рис. 3,а);
- взаимоперпендикулярно уложенные жгуты стекловолокна, переплетенные тонкой стеклониткой (рис. 3,б);
- параллельно рассредоточенные с интервалом стержни для формирования «механических» путей течения жидкого связующего в сочетании с дренажным слоем (Рис. 3в);

- толстые полиэтиленовые пластины с фрезерованными пазами, направленными вдоль пути течения связующего (рис. 3,г).

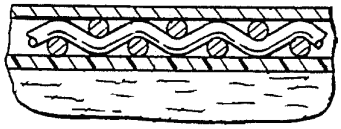


Рис. 3а

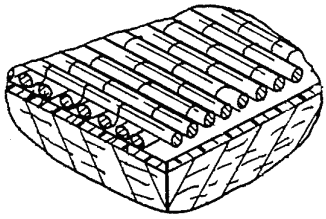


Рис. 3б

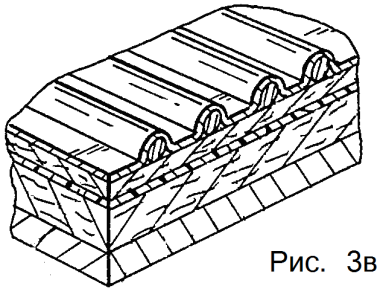


Рис. 3в

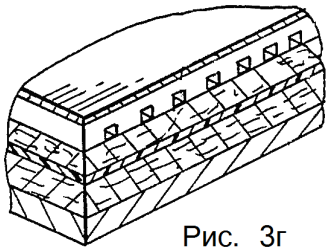


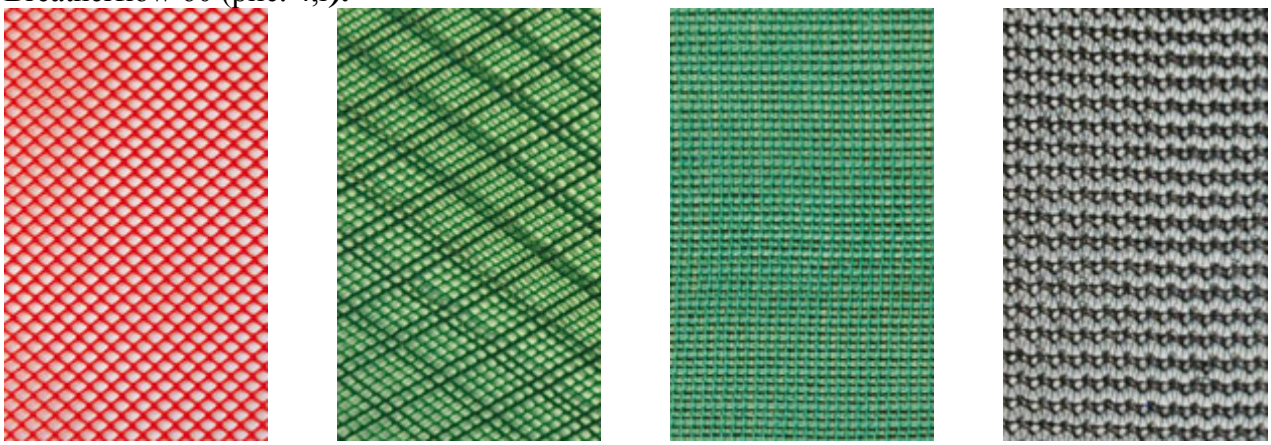
Рис. 3г

Рис. 3. Примеры транспортных каналов

Для изготовлений трёхслойных конструкций VARTM методом вместо плоского внутреннего заполнителя из пенопласта рекомендуется использовать пенопласт с неглубокими взаимоперпендикулярными пазами на нижней и верхней полках.

Фирма Airtech предлагает использовать в качестве транспортных каналов различные сетки для распространения связующего при изготовлении деталей инфузионными методами, в частности VARTM:

- сетка, разработанная для обеспечения проникновения связующего в заготовку изделия Resinflow 60 (рис. 4,а);
- сетка для распространения связующего по всей площади и обеспечения лучшего проникновения связующего в глубь предварительной заготовки Resinflow 100 (рис. 4,б);
- вязанная сетка с высокой драпируемостью для распределения связующего Greenflow 185 (рис. 4,в);
- черный многоразовый дренаж для подпрессовки и сетка для распространения связующего Breatherflow 60 (рис. 4,г).



а) б) в) г)

Рис. 4. Сетки для распространения связующего фирмы Airtech.

Столь большое разнообразие транспортных каналов не случайно – каждый имеет свои достоинства и недостатки. Для выбора оптимального варианта транспортного канала для VARTM процесса был проведен эксперимент. Со всего ассортимента имеющихся в продаже

транспортных каналов выбрано четыре:- металлизированная сетка с ячейкой 0,08 мм;- сетка Resinflow 60; - стеклосетка, пропитанная тефлоном, с ячейкой 2мм;- стеклоровинговая ткань. Эти транспортные каналы отличались также и толщиной, которая увеличивалась по мере перечисления вышеуказанных образцов. Для образцов созданы одинаковые условия пропитки. Самая большая скорость распространения связующего наблюдалась на стеклосетке, пропитанной тефлоном. Второй результат показан сеткой Resinflow 60. Исходя из приведенного выше можно сделать выводы, что от выбора транспортного канала зависит успех пропитки и качество продукции, особенно для высоковязких связующих.

Для подтверждения целесообразности использования транспортных каналов авторы провели эксперимент, где под одним вакуумным мешком с левой стороны были уложены на различном расстоянии друг от друга транспортные каналы (поз. 1) разной длины из стеклосетки покрытой тефлоном, а с правой стороны – транспортные каналы отсутствуют. Для пропитки использовалось связующее с высокой вязкостью и небольшим временем гелирования. Как видно из фотографии (рис. 5), через 2 минуты от начала пропитки наблюдается значительное отставание фронта связующего без транспортных каналов. Кроме того, на скорость пропитки также влияет расстояние между транспортными каналами. Через 4 минуты левая сторона образца была пропита полностью и трубка подачи связующего перекрыта, а правая часть образца не пропиталась даже на половину до начала гелирования связующего.

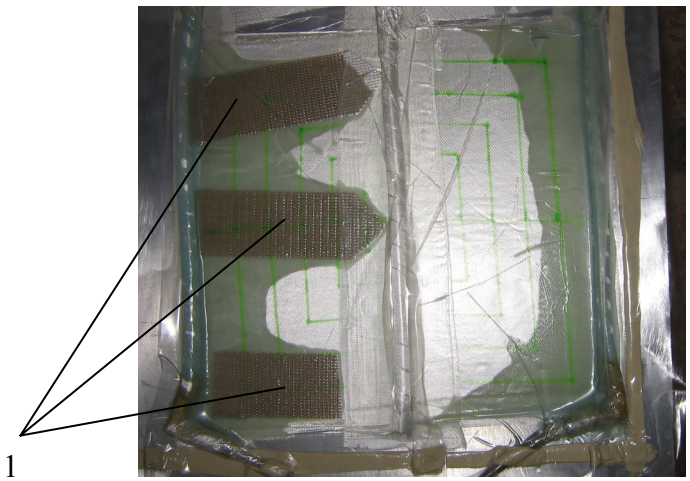


Рис. 5. Фронт распространения связующего

Выводы

VARTM метод является хорошо себя зарекомендовавшим методом производства деталей из ПКМ. Для уменьшения цикла производства и улучшения качества получаемой продукции авторы рекомендуют подбирать индивидуально к каждой детали схему расположения вакуумных трубок и трубок подачи связующего, а также транспортные каналы.

Список литературы

1. *Буланов И.М., Воробьев В.В.* Технология ракетных и аэрокосмических конструкций из композиционных материалов: Учеб. для вузов. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Є. Баумана, 1998. 516 с., ил.

2. *Composite materials handbook.* Volume 3. Polymer matrix composites materials usage, design, and analysis. VIL-HDBK-17-3F, volume 3 of 5. 17 June 2002. – 693 p.

3. *Patent* № 6,964,561 B2 (US), Int. Cl.[7] B29C 70/48. High-performance infusion system for VARTM fabrication/ Michael Louderback, Daniel Brennan, Raymond Cabales; V System Composites, Inc. – Appl. No.: 10/420,398; Filed: Apr. 22, 2003; Date of Patent: Nov. 15, 2005.

4. *Morgan P.* Carbon fibers and their composites / Morgan P. – Boca Raton: Taylor&Francis, 2005. – 1153 p.

5. *Patent* № 4,942,013 (US), Int. Cl.[5] B29C 43/12. Vacuum resin impregnation process/ Raymond J. Palmer, Gerard R. Bonnar, William E. Moor; McDonnel Douglas Corp. - Appl. No.: 329/029; Filed: Mar. 27, 1989; Date of Patent: Jul. 17, 1990.

УДК 621. 822. 3

М.В. Кіндрачук, докт. техн. наук, І.М. Хоменко, канд. техн. наук, А.К. Кобринець
(Національний авіаційний університет, Україна)

ГІДРОДИНАМІКА РАДІАЛЬНОГО ПІДШИПНИКА КОВЗАННЯ

Наведено методику розрахунку радіального підшипника ковзання. Розглянуто випадки відсутності і наявності джерела примусового постачання мастила. Визначені рівнодійні гідродинамічних сил, що діють на вал у підшипнику, вантажність підшипника

Розрахунок радіальних підшипників ковзання традиційно ведуть по середньому тиску, створюваному зовнішнім навантаженням на площу проекції вкладиша підшипника. Сучасні методи розрахунку підшипників ковзання базуються на гідродинамічній теорії мащення. Так у роботі [1] для визначення тиску p в шарі мастила у підшипнику, за умови стаціонарної роботи, рекомендується рівняння Рейнольдса

$$\frac{\partial}{r\cdot\partial\theta}\left(\frac{\delta^3\partial p}{r\cdot\partial\theta}\right)+\frac{\partial}{\partial z}\left(\frac{\delta^3\partial p}{r\cdot\partial z}\right)=6\mu\cdot r\cdot\omega\cdot\left(\frac{\partial\delta}{r\cdot\partial\theta}\right), \qquad (1)$$

яке доповнюється інтегральними умовами рівноваги цапфи вала

$$\int_F p\sin\theta\cdot dF=0;\quad \int_F p\cos\theta\cdot dF+W=0, \qquad (2)$$

де F – робоча область підшипника, r – радіус цапфи вала, θ – кут охоплення цапфи вала мастилом, $\delta=c(1-\chi\cdot\cos\theta)$ – змінний зазор у підшипнику, c – радіальний зазор у спряженні підшипник-вал, $\chi=\rho/c$ – відносний ексцентриситет, ρ – ексцентриситет вала в підшипнику, μ – динамічна в'язкість мастила, ω – кутова швидкість вала, z – координата, яка відраховується вздовж осі підшипника від його середини, W – інтенсивність зовнішнього навантаження на вал.

При сумісному розв'язуванні рівняння (1) і умов (2) знаходять криву рухомої рівноваги у залежності від χ і кута α, який визначає положення лінії центрів спряження підшипник-вал, а також коефіцієнта завантаженості $\varsigma=q\cdot\psi^2/\mu\cdot\omega$ ($q=W/2r\cdot l$ – питоме навантаження, $\psi=c/r$ – відносний зазор).

Міждержавним Європейським стандартом МЄСТ ІСО 7902 – 1 2001 „Гідродинамічні радіальні підшипники ковзання, які працюють у стаціонарному режимі. Метод розрахунку" [2], регламентуються для визначення наступні характеристики і параметри: число Рейнольдса, при якому забезпечується ламінарний потік мастила в підшипнику; параметр Зоммерфельда, яким характеризується вантажність підшипника; витрати мастила через підшипник; втрати потужності на тертя; параметри теплового балансу.

При використанні наведених критеріїв, вплив тиску мастила джерела, зміни величини зазору у спряженні підшипник-вал у процесі експлуатації на гідродинамічні показники роботи підшипника не враховуються.

Рівняння (1) стосовно підшипників ковзання переважно розв'язують у двох випадках: для підшипника скінченної довжини ($l>r$) і – короткого підшипника ($l\le r$).

У першому випадку, припускаючи в (1) $\partial p/\partial z=0$, спочатку розв'язують плоску задачу (підшипник нескінченної довжини), а потім, за допомогою корегуючої функції, враховують скінченність довжини підшипника. Вперше такий розв'язок рівняння Рейнольдса, за умови повного охоплення мастилом цапфи вала, отримав у 1904 році Зоммерфельд [3] у наступному вигляді:

$$p1(\theta):=\frac{-6\mu\cdot U\cdot r\cdot\chi\cdot(2-\chi\cdot\cos\theta)\cdot\sin\theta}{c^2\cdot(2+\chi^2)\cdot(1-\chi\cdot\cos\theta)^2}, \qquad (3)$$

де $U=r\omega$ – швидкість точок мастила на поверхні шийки вала.

Графік функції (3) наведено на рисунку 1 (чисельні значення на даному і інших грфіках – у системі СІ). Розрахункові параметри наступні: $\chi = 0.95$, $\mu = 0.01\,\text{Н·с/м}^2$, $c = 0.0002\,\text{м}$, $r = 0.035\,\text{м}$, $U = 8\,\text{м/с}$, $N = 80$, $i = 0..N$, $\theta_i = -\pi + \frac{\pi}{6}\cdot i$, рад.;

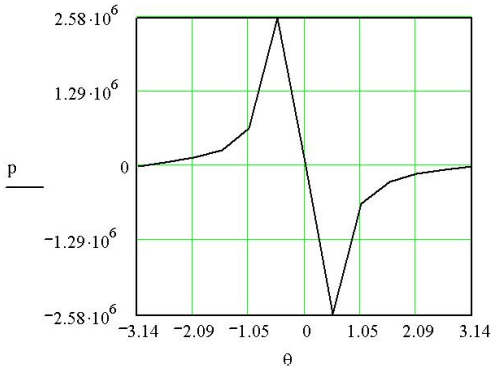


Рис. 1 Розподіл тиску мастила по колу підшипника нескінченної довжини

З наведеного на рисунку 1 графіка видно, що в інтервалі кутів $\theta = 0...\pi$ маємо зону від'ємного тиску. Фізично у реальних підшипниках тиск, менший за атмосферний, неможливий: з причини доступу повітря через зазори торців підшипника у зоні розрядження. Тому у розрахунках підшипників у вказаній зоні приймають тиск мастила рівним нулю.

Для визначення інтенсивності рівнодійних гідродинамічних сил, що діють на шип вала, інтегрується функція розподілу тиску по колу підшипника за наступними формулами: радіальна рівнодійна $F_r = \int_{-\pi}^{0} p1(\theta)\cdot r\cdot\cos\theta\cdot d\theta$, дотична – $F_\tau = -\int_{-\pi}^{0} p1(\theta)\cdot r\cdot\sin\theta\cdot d\theta$.

При інтегруванні виразу (3) у межах $-\pi...\pi$ (повне охоплення цапфи вала мастилом, розрахункові параметри наведені вище) отримаємо $F_r = 0$, а $F\tau = 9.682\cdot10^4$ Н/м. Тобто, інтенсивність вантажності підшипника згідно з умовами (2) $W = 9.862\cdot10^4$ Н/м. Лінія центрів при цьому горизонтальна, не враховується наявність джерела мастила, межі інтегрування функції (3) протирічать реальним умовам роботи підшипника.

Якщо взяти межі інтегрування функції (3) $-\pi...0$, то отримаємо $Fr = 9.376\cdot10^4$ Н/м, $F\tau = 4.841\cdot10^4$ Н/м і $F = \sqrt{Fr^2 + F\tau^2} = 1.055\cdot10^5$ Н/м.

Пропонується методика розрахунку показників гідростатодинамічного радіального підшипника ковзання для стаціонарного режиму роботи, за наявності джерела мастила, у залежності від величини зазору у спряженні підшипник-вал і інших параметрів.

Розглянемо роботу круглоциліндричного радіального підшипника ковзання в умовах стаціонарного режиму. Підшипник у зоні мінімального зазору має джерело мастила у вигляді канавки або кармана вздовж осі підшипника, куди зі сталим тиском постачається від мастильного насосу мастило. Будемо називати такий підшипник гідростатодинамічним, оскільки він поєднує функції, як гідродинамічного, так і гідростатичного підшипників.

Для чисельних розрахунків приймемо радіус шийки вала $r = 0.035\,\text{м}$, ширину канавки вздовж осі підшипника $t = 0.007...0.009\,\text{м}$, що відповідає центральному куту $b \approx 0.06\pi$, тиск мастила в якій має стале значення $p_n = 5\cdot10^5\,\text{Па}$ і зменшується за лінійним законом до нуля при $\theta = \pm\pi$. Кут охоплення шипа вала мастилом відраховується від мінімального зазору в підшипнику.

За прийнятих умов функція розподілу гідростатичного тиску мастила по колу в підшипнику нескінченної довжини має наступний вигляд:

$$p2(\theta) = \left[\frac{p_n}{\pi} \left(\pi - \frac{\theta}{|\theta|} \cdot \theta \right) \cdot \Phi(\theta) + \left(1 - \Phi(\theta) \cdot p_n\right) \right]. \qquad (4)$$

У формулі (4) $\Phi(\theta)$ функція Хевісайда, яка при визначенні в системі MathCAD вигляд $\Phi(\theta) := \Phi\left(\frac{\theta}{|\theta|} \cdot \theta - \frac{b}{2} \right)$, при $-\infty < \theta < -\frac{b}{2}$ і $\infty > \theta > \frac{b}{2}$ $\Phi(\theta) = 1$; при $-\frac{b}{2} < \theta < \frac{b}{2}$ $\Phi(\theta) = 0$.

Графік розподілу гідростатичного тиску по колу підшипника нескінченної довжини наведено на рисунку 2.

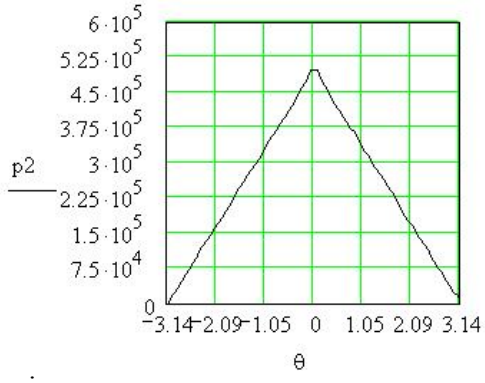


Рис. 2 Розподіл гідростатичного тиску мастила по колу підшипника

Розподіл гідростатодинамічного тиску в підшипнику визначимо як суперпозицію гідродинамічного і гідростатичного тиску мастила

$$p(\theta) = p1(\theta) + p2(\theta), \qquad (5)$$

Графіки функції (5) наведено на рис. 3.

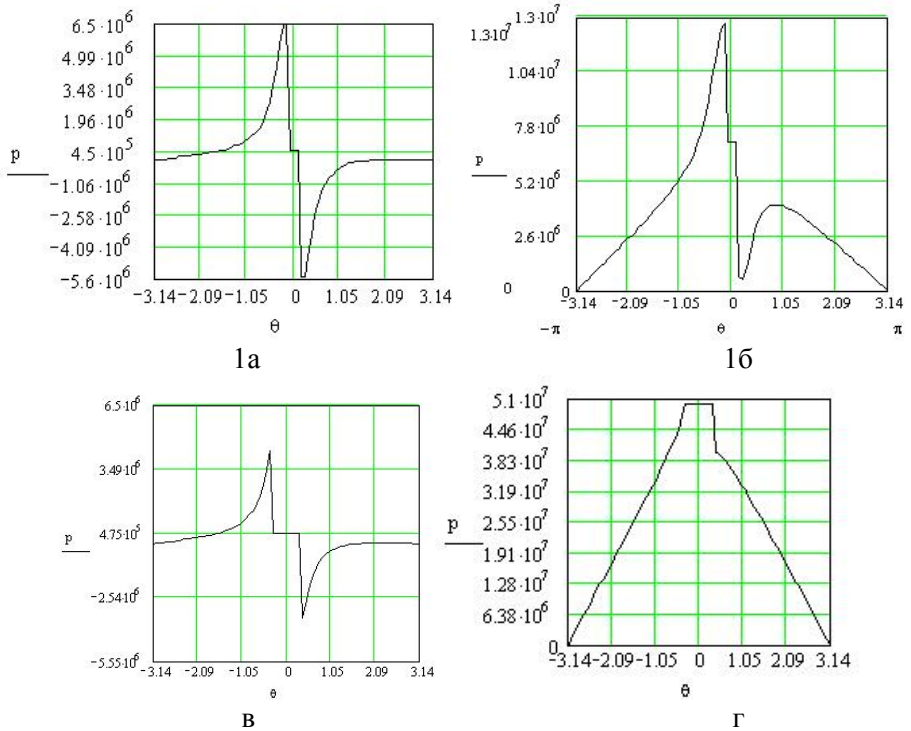


Рис. 3 Розподіл гідростатодинамічного тиску мастила по колу підшипника

($1 - p_n = 5 \cdot 10^5$ Па, а – $b = 0.06\pi$, б – $b = 0.24\pi$; в – $p_n = 70 \cdot 10^5$ Па, $b = 0.06\pi$; г – $p_n = 5 \cdot 10^7$ Па, $b = 0.24\pi$)

На рисунку 4 наведено графік залежності інтенсивності вантажності підшипника – F (Н/м) від радіального зазору у спряженні підшипник-вал – c для підшипника з джерелом мастила.

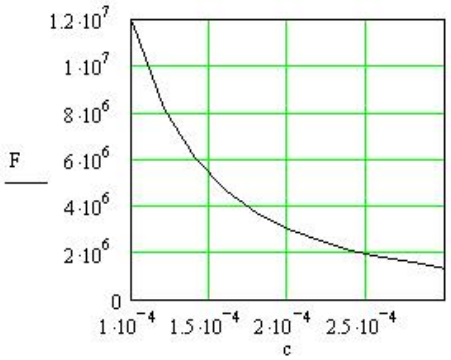


Рис. 4 Залежність інтенсивності вантажності підшипника від радіального зазору у спряженні підшипник-вал

Як видно з результатів аналізу, при використанні функцій (3)...(5) у процесі проектування підшипників ковзання можна оцінити вплив визначальних параметрів на величину і характер розподілу тиску мастила по колу підшипника.

Функцію розподілу тиску в шарі мастила для підшипника скінченної довжини з урахуванням функції (5) отримано у вигляді $p(\theta,z)=p(\theta)\left(1-\frac{ch\left(\sqrt{\lambda}\cdot z/r\right)}{ch\left(\sqrt{\lambda}\cdot l/2r\right)}\right)$, де $\lambda=\frac{2\chi}{1-\chi}$; l– ширина підшипника.

Вантажність підшипника визначається інтегруванням по колу і вздовж осі підшипника функції (5) відповідно за формулами $W_r=\int_0^{\pi}\int_{-l/2}^{l/2}p(\theta,z)\cdot r\cdot\cos\theta\cdot d\theta\cdot dz$ – радіальна складова; $W_\tau=-\int_0^{\pi}\int_{-l/2}^{l/2}p(\theta,z)\cdot r\cdot\sin\theta\cdot d\theta\cdot dz$ – дотична складова; $W=\sqrt{W_r^2+W_\tau^2}$ – загальна вантажність.

Висновки. Розрахунки радіальних підшипників ковзання скінченної довжини доцільно проводити, використовуючи функцію Зоммерфельда, скореговану врахуванням гідростатичного тиску, який створюється джерелом мастила. Такий підшипник слід називати гідростатодинамічнм підшипником ковзання, оскільки у залежності від значень розрахункових параметрів він може розглядатись, як гідродинамічний, так і як гідростатичний підшипник.

При збільшенні ширини канавки або карману, в які поступає мастило від джерела мастила, зростає вплив гідростатичної компоненти тиску мастила, зменшуючи при цьому вантажність і характер розподілу тиску мастила в підшипнику.

Зростання зазору у спряженні підшипник-вал, пов’язане зі зносом елементів спряження, супроводжується зниженням вантажності підшипника, що слід враховувати при розрахунках гранично допустимих зазорів спряження підшипник-вал на стадіях конструювання машин з радіальними підшипниками ковзання, обладнаних елементами вводу мастила.

Список літератури

1. Вибрации в технике. Справочник в 6–ти т. // Под ред. академика *Челомея В.Н*. Т.3

2. Колебания машин, конструкций и их элементов. // Под ред. проф. *Диментберга Ф.М*. и проф.*Колесникова К.С*. – М.: Машиностроение .– 1980.–544 с.

3. ГОСТ ИСО 7902-1 2001. Межгосударственный стандарт. Гидродинамические радиальные подшипники скольжения, работающие в стационарном режиме. – Минск.: Изд-во по стандартизации, метрологии и сертификации. – 2001. – 27 с.

4. *Ламб Г*. Гидродинамика. Пер. с англ. – М.:, Л.: Гостехиздат, 1947, – 986 с.

УДК 621. 822. 3

І.М. Хоменко, канд. техн. наук, М.В. Кіндрачук, докт. техн. наук, А.К. Кобринець
(Національний авіаційний університет, Україна)

ПРО ОСОБЛИВОСТІ РОЗПОДІЛУ ТИСКУ МАСТИЛА У РАДІАЛЬНОМУ ПІДШИПНИКУ КОВЗАННЯ

Розглянуті особливості розподілу тиску мастила в радіальному підшипнику ковзання з джерелом мастила. Показана необхідність врахування тиску мастила і конфігурації джерела мастила у розрахунках радіальних підшипників ковзання.

Розподіл тиску мастила по колу і посередині ширини підшипника (максимальні значення) для підшипнка скінченної або нескінченної довжини визначається функцією Зоммерфельда, яка має наступний вигляд:

$$p(\theta) = \frac{-6\mu \cdot U \cdot r \cdot (2 - \chi \cos\theta) \cdot \chi \sin\theta}{c^2 (2 + \chi^2)(1 - \chi \cos\theta)^2}. \qquad (1)$$

У формулі (1) основні параметри наступні: $p(\theta)$ – надлишковий по відношенню до атмосферного тиск у шарі мастила в підшипнику, μ – динамічна в'язкість мастила, U – лінійна швидкість точок шийки вала, r – радіус цапфи вала, c – радіальний зазор, $\chi = \rho / c$ – відносний ексцентриситет вала в підшипнику, ρ – ексцентриситет вала в підшипнику, $\delta = c(1 - \chi \cdot \cos\theta)$ – змінний зазор в підшипнику, θ – кутова координата, яка відраховується від лінії центрів і мінімального зазору у підшипнику.

Розподіл тиску мастила у короткому радіальному підшипнику за відсутносиі джерела мастила має вигляд

$$p(\theta, Z) = \frac{3 \cdot \mu \cdot U \cdot \chi \cdot \sin\theta \cdot l^2}{4 \cdot r \cdot c^2 \cdot (1 - \chi \cdot \cos\theta)^3} \left(4Z^2 - 1\right). \qquad (2)$$

де $Z = z/l$, z – координата, яка відраховується вздовж осі підшипника від його середини, l – ширина підшипника.

Якщо у формулі (2) прийняти $Z = 0$, то отримаємо функцію розподілу тиску по колу підшипника за тією ж умовою, що і для функції Зоммерфельда, а саме:

$$p(\theta) = \frac{-3 \cdot \mu \cdot U \cdot \chi \cdot \sin\theta \cdot l^2}{4 \cdot r \cdot c^2 \cdot (1 - \chi \cdot \cos\theta)^3}. \qquad (3)$$

На рисунку 1 наведено графік функції Зоммерфельда ($\theta = -\pi ... \pi$) для підшипника нескінченної довжини. Всі чисельні дані на графіках тут і далі наведені в системі СІ і мають наступні значення: $\chi = 0.95$, $\mu = 0.01$ Н·с/м^2, $c = 0.0002$ м, $r = 0.035$ м, $U = 8$ м/с, $N = 12$, $i = 0..N$, $\theta_i = -\pi + i \cdot \pi / 6$.

При інтегруванні функцій (1) і (3) по θ у межах ($-\pi ... \pi$) у зв'язку з симетрією графіків отримаємо радіальну рівнодійну гідродинамічних сил, що діють на шип вала рівною 0, а дотична рівнодійна – буде зрівноважувати зовнішні сили, які діють на шип вала.

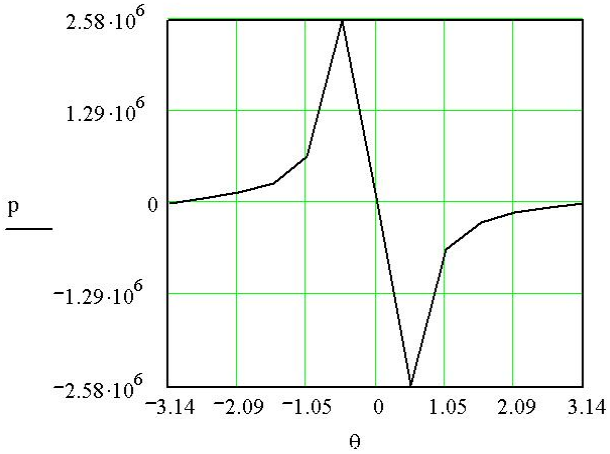


Рис.1 Розподіл тиску мастила по колу підшипника за функцією Зоммерфельда.

З наведеного на рисунку 1 графіка видно, що в інтервалі кутів $\theta = 0...\pi$ маємо зону від'ємного тиску.

При інтегруванні функцій (1) і (3) по θ у межах $(-\pi...\pi)$ у зв'язку з симетрією графіків отримаємо радіальну рівнодійну гідродинамічних сил, що діють на шип вала рівною 0, а дотична рівнодійна – буде зрівноважувати зовнішні сили, які діють на шип вала. Фізичний процес у радіальному підшипнику ковзання був змодельований на конфузорно-дифузорному клиновому зазорі, наведеному на рисунку 2 (моделює розгортку підшипника).

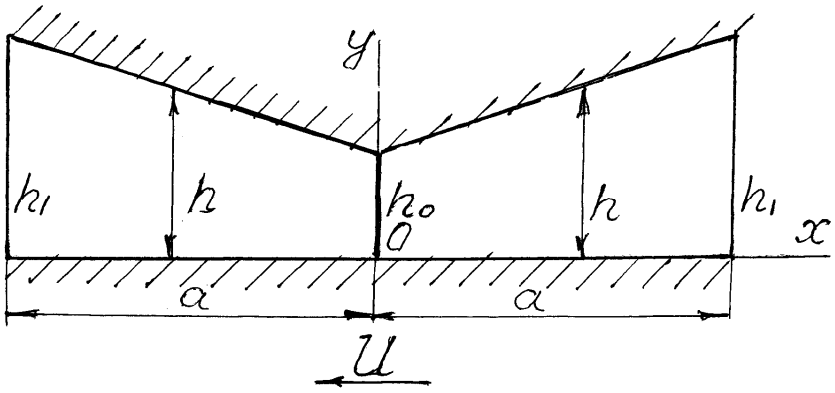
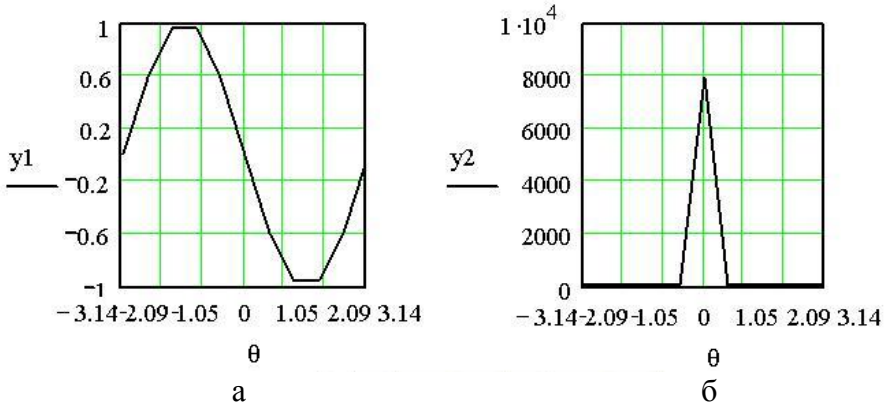


Рис. 2. Розрахункова схема клинового зазору

На рисунку 3 наведено графіки складових функцій (1) і (3) для значення $\chi = 0.95$, які визначають характер розподілу тиску в підшипнику, а саме:

$$y1(\theta) = -\sin\theta,\ y2(\theta) = \frac{1}{(1-\chi\cdot\cos\theta)^3};\ y(\theta) = y1(\theta)\cdot y2(\theta) \qquad (4)$$

У функціях (1) і (3) ряд розрахункових параметрів не залежать від θ. Оскільки $0 < \chi < 1$, $-1 \le \cos\theta \le 1$, то множники $(2-\chi\cdot\cos\theta)$ і $(1-\chi\cdot\cos\theta)$ мають лише додатні значення.



а б

Рис. 3. Графіки складових функції розподілу тиску мастила в підшипнику по колу: а-складова $У^1$; б-складова $У^2$

Отже, розподіл тиску мастила у конфузорно-дифузорному зазорі, який має місце у будь-якому радіальному підшипнику ковзання, визначається множником $\sin\theta$.

Із наведеного аналізу можна зробити висновок, що у радіальному підшипнику ковзання гідродинамічний тиск, який виникає при обертанні вала у підшипнику на в'язкому мастилі за наявності клинового зазору між цапфою вала і підшипником, можливий лише у конфузорній частині підшипника, тобто у місці звуження зазору.

Змінити характер розподілу тиску мастила у підшипнику можна лише шляхом зовнішнього впливу, що у реальних підшипниках здійснюється введенням джерела мастила.

Функцію розподілу тиску мастила по колу радіального підшипника ковзання з примусовим постачанням мастила, яка враховує гідродинамічний і гідростатичний тиск (створюється тиском мастила джерела) наведено в іншій статті даного збірника [1]. Зауважимо, що змінюючи тиск джерела мастила, можна регулювати параметри, які визначають роботу підшипника.

На рисунку 4 наведено залежність кута α, що визначає положення лінії центрів підшипника і вала, від величини тиску джерела мастила.

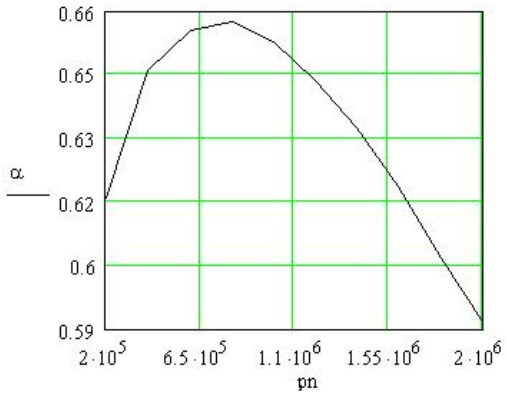


Рис. 4 Залежність кута, який визначає положення лінії центрів, від тиску мастила

З графіка на рисунку 4 видно, що при зростанні тиску джерела мастила від $p_n = 2 \cdot 10^5$ Па до $p_n \approx 9 \cdot 10^5$ Па кут лінії центрів збільшується. Подальше зростання тиску мастила супроводжується зменшенням кута α.

Кути початку (θ_1) і закінчення (θ_2) обриву шару мастила у залежності від тиску джерела мастила (p_n) наведено у таблиці 1.

Таблиця 1 Кути обриву шару мастила при різних значеннях тиску джерела мастила

$p_n \cdot 10^5$, Па	θ_1, рад	θ_2, рад
5	0.157	1.649
10	0.157	1.021
20	0.157	0.628
40	0.157	0.393
50	0.157	0.314
70	Повне охоплення цапфи вала мастилом	

Графік залежності вантажності підшипника від ширини джерела мастила в підшипнику наведено на рисунку 5.

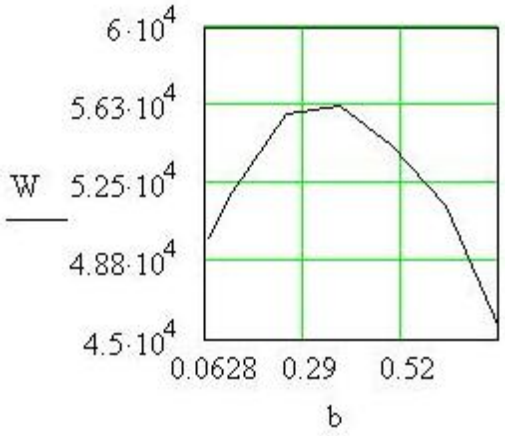


Рис.5 Залежність вантажності підшипника від ширини джерела мастила

Висновки При розрахунках радіальних підшипників ковзання необхідно враховувати особливості розподілу тиску мастила в підшипнику: показники роботи підшипників значною мірою залежать від величини тиску мастила джерела і його конфігурації.

При зростанні тиску мастила зростають: кут охоплення мастилом шипа вала в підшипнику, інтенсивність гідростатодинамічного тиску (Н/м), вантажність підшипника. Змінюючи конфігурацію, або тиск мастила джерела, можна регулювати як величину, так і характер розподілу тиску мастила по колу підшипника.

Кут, що визначає положення лінії центрів спряження підшипник-вал, залежить як від гідродинамічного тиску мастила, обумовленого в'язкістю мастила і наявністю клинових зазорів у підшипнику, так і від гідростатичного тиску, обумовленого тиском мастила джерела

Список літератури

1. *Хоменко І.М., Кіндрачук М. В., Кобринець А.К.* Гідродинаміка радіального підшипнка ковзання. // Стаття у даному збірнику. Проблеми тертя та зношування: Наук. –техн.. зб. – К.: Видавництво НАУ „НАУ-друк", 2009. – Вип. 52.– С.

УДК 620.193.16

М.С. Стечишин, доктор технічних наук,
А.В. Мартинюк, М.В. Лук'янюк, кандидат технічних наук
(Хмельницький національний університет, Україна)

КАВІТАЦІЙНА СТІЙКІСТЬ УДАРОМІЦНИХ ПЛАСТМАС В КОРОЗІЙНО - АКТИВНИХ СЕРЕДОВИЩАХ

Розглянуто порівняльну кавітаційно-ерозійну зносостійкість пластмас та їх ударомічних аналогів в нейтральних, лужних та кислих середовищах. Отримані результати обґрунтовані з позиції крейзоутворення та механіки їх руйнування в середовищах

Ударомічні полімерні композиції завдяки своїм фізико-механічним характеристикам знаходять дедалі ширше застосування в різних галузях виробництва і виділені в самостійну групу пластмас. Наукові і експериментальні дослідження направлені на створення нових видів, дослідження їх властивостей, механізмів формування структури, впливу наповнювачів тощо, тривають і з'являються все нові види ударомічних полімерних композицій [1]. Висока корозійна стійкість, а в багатьох випадках і повна інертність по відношенню до середовища, невисокий коефіцієнт тертя, здатність до заліковування мікротріщин при циклічному навантаженні, технологічність і невисока вартість пластмас зумовили їх широке застосування для підвищення зносостійкості пар тертя, особливо тих, що працюють в контакті з агресивними середовищами [2-4]. В той же час, дослідженням кавітаційної стійкості пластмас приділяться мало уваги, що стримує їх застосування для виготовлення кавітаційностійких деталей, розробку нових видів полімерних, у тому числі і ударомічних, кавітаційностійких композицій.

Проведені дослідження кавітаційної стійкості пластмас показали, що необхідно розробити методику їх випробування і, насамперед, з метою виключення температурного чинника руйнування при проведенні лабораторних досліджень [5].

При детонації кавітаційних бульбашок розвиваються температури порядку 500...700^{o}C, а в роботі [6] вказується на можливість досягнення температур 1000...3000 ^{o}C. Теплостійкість же більшості пластмас не перевищує 200 ^{o}C, а допустимі температури експлуатації 150...160 ^{o}C і нижче. Вимірювання приповерхневої температури полімерних зразків при ультразвуковій кавітації показали [5], що після 15 хв мікроударного навантаження різниця температур між середовищем і поверхнею зразка складала для ебоніту 50 ^{o}C і 18...19 ^{o}C для сталі і чавуна. Для усіх полімерів (ебоніт, фторопласт, поліпропілен, текстоліт) приповерхнева температура зростає з часом кавітаційної дії середовища при підтримці середньої температури робочого середовища в межах 20±2 ^{o}C. Локальні спалахи температур мікрооб'ємів поверхонь полімера очевидно значно вищі і вони, сумісно з механічними напруженнями, інтенсифікують протікання хімічних реакцій, які змінюють структуру макромолекул полімеру, знижують механічні характеристики приповерхневого шару і кавітаційно-ерозійну зносостійкість полімерів.

Накопичення приповерхневої температури пластмас при кавітації пояснюється їх значно нижчою, порівняно з металами, теплопровідністю. Для виключення температурного чинника була розроблена і виготовлена лабораторна установка та методика проведення кавітаційних випробувань, що докладно описана в роботах [5,7]. Для цього у ємність для робочих середовищ було встановлено два охолоджувальних змієвикових контури. Перший контур (зовнішній) забезпечує термостатування всього об'єму середовища, а другий (внутрішній) підтримує стабільність середньої температури безпосередньо в зоні кавітації. Установка другого охолоджувального контура дозволила стабілізувати приповерхневу температуру полімерних зразків у зоні кавітації в межах ±1 ^{o}C протягом всього часу проведення кавітаційних випробувань (рис.1). Подальші дослідження проводилися на цій

установці за розробленою методикою [7]. Дослідження проводили в нейтральних (жорстка вода, 3%-вий розчин натрій хлориду (pH=7,8)), кислому ($C_6H_8O_7$ – 5г/л, Na_2HPO_4 – 10 г/л (pH=4,5)) та лужному(CaO – 125 г/л + цукроза 15% (pH=11)) середовищах.

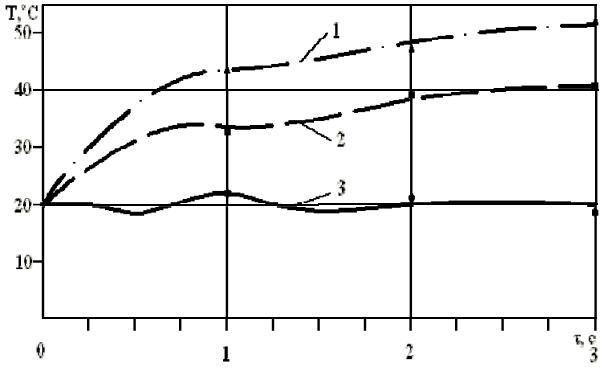


Рис.1. Кінетика зміни приповерхневої температури фторопласту Ф4:
1-без охолоджувального; 2-з одним охолоджувальним; 3-з двома охолджувальними контурами

Дослідження на кавітаційну стійкість в 3%-му розчині NaCl поліпропілену, фторопласту Ф4, текстоліту ПТК та ебоніту показали, що по кавітаційній зносостійкості вони розміщуються в ряд: поліпропілен, фторопласт, текстоліт та ебоніт. Так, за 3 год кавітації втрати маси Δm становили 0,86; 1,5; 2,8; 2,9 мг/см^2, відповідно, для поліпропілену, фторопласту, ебоніту і текстоліту [8] . Намагання авторів пояснити отримані дані, а саме різницею механічних і теплофізичних характеристик не дало бажаних результатів, а звідси висновок: механічні і теплофізичні характеристики, отримані без врахування впливу середовища, характеру і виду зовнішнього навантаження, локальних спалахів температур і тисків не можуть однозначно визначати зносостйкість полімерних матеріалів при кавітації.

Математична обробка даних експериментальних досліджень дозволила отримати спільну для всіх досліджених пластмас залежність втрат маси від часу проведення випробувань

$$\Delta m = e^{a\tau} \quad , \qquad (1)$$

де $a = tg\alpha$ - кут нахилу прямих $\ln m - \tau$ до осі абсцис, який характеризує швидкість руйнування поверхні полімеру;

τ - час проведення випробувань ($\tau = 1...3$ год).

За швидкістю втрати маси (в порядку її зростання) отримали ряд: ебоніт, поліпропілен, фторопласт, текстоліт.

В роботі [9] авторами проведено аналіз кавітаційно-ерозійної стійкості поліпропілену ПП2, удароміцного поліпропілену УДС-1М, а також фторопласту Ф4 та удароміцного фторопласту Ф4С15 в нейтральних, кислих та лужних середовищах.

Проведені випробування показали, що у всіх середовищах втрати маси удароміцного поліпропілену менші аніж поліпропілену. При цьому удароміцний поліпропілен має найменші втрати маси в кислому, а найбільші в лужному середовищах. За зростанням втрат маси залежно від середовища поліпропілен і удароміцний поліпропілен розміщуються в ряд: кисле, нейтральне та лужне середовища.

Удароміцний фторопласт також показав у всіх середовищах вищу зносостійкість аніж фторопласт. На відміну від поліпропілену криві втрати маси Δm - час випробувань $\tau(\Delta m - \tau)$ мають більш складний характер. Найбільшу стійкість обидва матеріали показали у нейтральному середовищі, а найменшу - фторопласт Ф4 у лужному і кислому середовищах.

Порівняння втрат маси за 3 год кавітаційних випробувань показав, що поліпропілен порівняно з фторопластом має вищі показники стійкості на 55%, 48% і 34%, відповідно в нейтральному, кислому і лужному середовищах. Те саме порівняння між удароміцними поліпропіленом і фторопластом дає значення 50%, 210% і 60%. Отже, для виготовлення деталей, які експлуатуються в умовах кавітації, перевагу слід віддати удароміцному поліпропілену УДС-1М. Особливо ефективним є його застосування для виготовлення

деталей, які зазнають кавітаційного руйнування в кислих середовищах (підвищення зносостійкості порівняно з ударомічним фторопластом Ф4С15 досягає 210%). Разом з тим, фторопласт є абсолютно корозійностійким до більшості агресивних середовищ, має високий модуль пружності, твердість, а його коефіцієнт тертя в 6 разів менший за коефіцієнт тертя поліпропілену. При цьому, чим агресивніше середовище і чим більші механічні напруження, тим ефективніше застосування ударомічних фторпластів.

Для більшої наочності залежності втрати маси – час випробування побудовані у вигляді $\ln \Delta m - \tau$ (рис.2). Аналіз характеру зміни цих прямолінійних залежностей свідчить про можливість зміни механізму руйнування поверхневих шарів ударомічного поліпропілену (рис.2,а). На це вказує злами кривих $\ln \Delta m - \tau$, які складаються з двох відрізків, що мають різні кути нахилу до осі абсцис. Для фторопласту (рис.2, б) прямі втрат маси описуються єдиною прямою на протязі всього часу мікроударного навантаження.

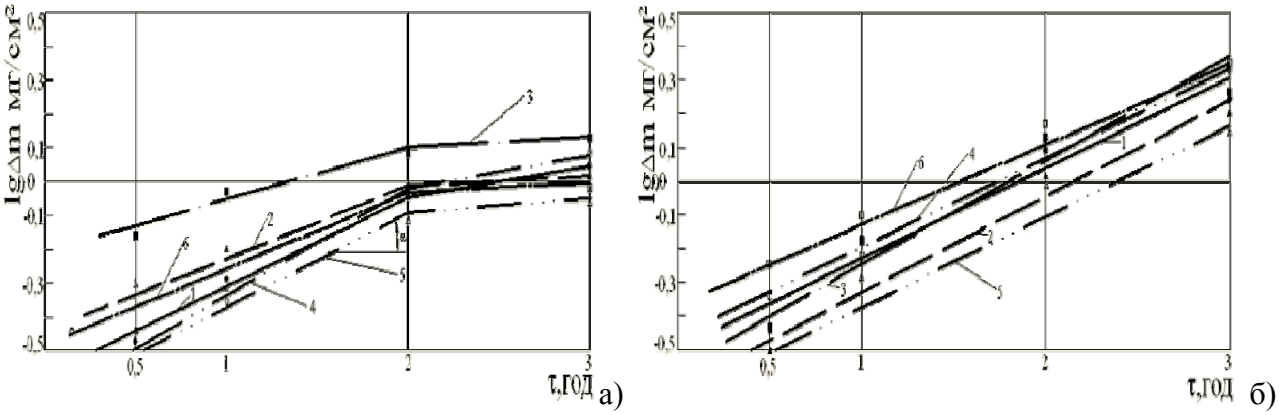


Рис. 2. Кінетика зносостійкості полімерів у напівлогарифмічних координатах
а) 1- поліпропілен ПП2 нейтральне ; 2-поліпропілен ПП2 кисле ; 3-поліпропілен ПП2 лужне ; 4-поліпопілен УДС-1М нейтральне ; 5 – поліпропілен УДС-1М кисле;6-поліпропілен УДС-1М лужне середовища; б) 1-фторопласт Ф4 нейтральне; 2-фторпласт Ф4 кисле; 3-фторопласт Ф4 лужне середовища 4-фторпласт Ф4С15 нейтральне; 5-фторопласт Ф4С15 кисле; фторопласт ф4С15 лужне середовища

Високі локальні температури і тиски, складно напружений стан поверхні при кавітації сприяють дифузії середовища в середину полімеру. Збільшення концентрації середовища в об'ємі полімера веде до зменшення його модуля пружності, границі міцності та характеристик циклічної витривалості [10]. Крім того, ініціюється протікання хімічних реакцій між структурними складовими полімера та робочим середовищем. Таким чином, сумісне протікання механічних і хімічних процесів приводить до механохімічних явищ. Механічні напруження сприяють до розриву зв'язків макромолекул, розрихленню стуктури, що в свою чергу веде до деструкції полімерів і, як наслідок, знижуються механічні характеристики полімеру. Вказні зміни приводять до появи мікротіщин, а далі до їх росту. Такий процес називають корозійним розтріскуванням, або розтріскуванням при дії хімічно-активного середовища. Згідно [1] появі мікротріщин передує утворення пластичних зон-крейз («тріщин срібла»). Новоутворені поверхні (крейзи) містять підвищений вміст реакційно здатних центрів у вигляді радикалів, нестійких хімічних груп, глобулів тощо, що у присутності агресивного середовища і механічних напружень приводять до швидкого руйнування поверхневого шару полімеру. Геометричний розмір крез пропорційний квадрату коефіцієнта інтенсивності напружень K_{I}. Зі збільшенням K_{I} збільшується швидкість росту тріщин. За уточненою моделлю Леонова-Панасюка знайдені значення K_{I} для ударомічних поліпропілену та фторопласту у нейтральному, лужному і кислому середовищах (рис.3) [9].

Дослідження на довговічність надрізаних зразків з поліпропілену в лужному і ударомічного поліпропілену в кислому середовищі (рис.3) показали, що швидкість росту тріщини різко зростає з підвищенням коефіцієнта інтенсивності напружень K_{I}. При цьому існує його критичне значення перевищення якого приводить до інтенсивного об'ємного

руйнування матеріалу. Для поліпропілену в лужному (крива 1 на рис.3) $K_I \approx 10$ Н/мм$^{3/2}$, для ударостійкого поліпропілену $K_I \approx 30$ Н/мм$^{3/2}$ в кислому (крива 2, на рис.3) середовищах і для фторопласту Ф4С15 в нейтральному середовищі (крива3 рис.3) $K_I \approx 40$ Н/мм$^{3/2}$.

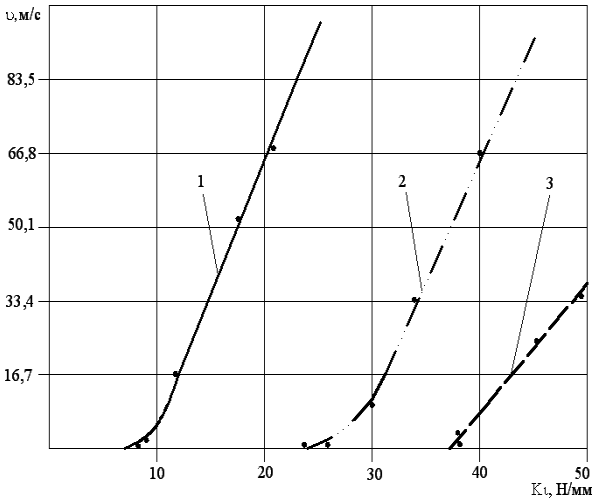


Рис. 3. Залежність швидкості росту тріщини від коефіцієнту інтенсивності напружень: поліпропілену в лужному (1), ударостійкого поліпропілену в кислому (2) і фторопласту Ф4С15 в нейтральному (3) середовищах

Результати роботи [10] свідчать, що замітне прискорення процесу переносу рідини у вершині тріщини проходить у поліпропілені (96%-му розчині сірчаної кислоти) при $K_I \rangle$ 6,5...7,0 Н/мм$^{3/2}$, що співпадає з нашими даними. Таким чином, критичне значення коефіцієнта інтенсивності напружень K_I практично співпадає зі значенням при якому прискорюється процес переносу рідини в зону вершини тріщини. Отже, критерій K_I знайдений за уточненою моделлю Дагдейла – Леонова – Панасюка, можна використовувати для інженерних розрахунків об'ємного руйнування полімерів, які перебувають в контакті з агресивними середовищами.

Список літератури

1. *Бакнелл К.Б.* Ударопрочные пластики: Пер. с англ. – Л.: Химия, 1981. – 328с.

2. *Белый В.А.* Полимерные покрытия /В.А. Белый, В.А. Довгяло, О.Р. Юркевич – Минск: Наука и техника, 1976. – 414с.

3. Трение и износ материалов на основе полимеров /В.*А. Белый, А.И. Свириденок, М.И. Петраковец* и др. – Минск: Наука и техника, 1976. – 430с.

4. *Бартенев Г.М.* Прочность и механизм разрушения полимеров.–М.:Химия,1984. – 280с.

5. *Стечишин М.С., Мартинюк А.В., Сорока І.І.* Вплив температури поверхні на руйнування полімерних матеріалів під дією мікроударних навантажень в рідких середовищах //Вісник ХНУ. Технічні науки. – Хмельницький, 2008. - №2. – С.157 – 161.

6. Эрозия [Пер.с англ.] / Под ред. К.Прис. – М.:Мир, 1982. – 464с.

7. *Мартинюк А.В.* Методика проведення досліджень на зносостійкість полімерних матеріалів при мікроударних навантаженнях // Проблеми трибології.–2009. - №1. – С.35 – 38.

8. *Стечишин М.С., Мартинюк А.В.* Кавітаційно-ерозійна стійкість полімерних матеріалів при їх мікроударному навантаженні // Проблеми тертя та зношування. – К.: НАУ, 2008. – Вип. 49. – Т1. – С.104 – 113.

9. *Стечишин М.С., Мартинюк А.В.* Кавітаційно-ерозійна стійкість полімерних матеріалів в корозійно-активних середовищах //Вісник ХНУ. Технічні науки. Хмельницький: 2009.- №2.–С.69– 74.

10. *Зуев Ю.С.* Разрушение полимеров под действием агрессивных сред. - М.: Химия, 1972. – 229с.

УДК 621.891

Ю.М. Білик,
М.С. Стечишин, доктор технічних наук,
І.П. Клюс, кандидат технічних наук
(Хмельницький національний університет, Україна)

ЕЛЕКТРОХІМІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ КОМПОЗИЦІЙНИХ ЕЛЕКТРОЛІТИЧНИХ ПОКРИТТІВ ТРИБОТЕХНІЧНОГО ПРИЗНАЧЕННЯ В СЕРЕДОВИЩАХ – ЕЛЕКТРОЛІТАХ

В роботі досліджена кінетика зміни потенціалу в статиці композиційних електролітичних покриттів на основі нікелевої матриці з наповнювачем із карбіду кремнію різної фракції в кислих, лужних та нейтральних середовищах. Електрохімічні характеристики композиційних електролітичних покриттів можна поліпшити шляхом їх термічної обробки.

При терті та кавітації металів в корозійно-активних середовищах-електролітах (КАС) процеси руйнування їх поверхонь мають корозійно-механічну природу, в основі якої лежать втомно-електрохімічні процеси. Корозія, сама по собі, не приводить до значних втрат маси, але є каталізатором інтенсифікації процесів механічного руйнування поверхонь під дією зовнішнього навантаження фрикційного контакту при терті, та енергетичних характеристик мікроударного навантаження при кавітації. Циклічність і дискретність навантаження при терті та кавітації в КАС при одночасній інтенсифікації корозійних процесів під напруженням, адсорбція поверхнево-активних речовин викликають зниження втомної витривалості поверхонь, зародження і розвиток мікротріщин. Ці процеси проходять у поверхневих шарах металів і контролюються величиною і характером зміни електродних потенціалів. Таким чином, працездатність поверхневих шарів металів визначається їх фізико-хімічними властивостями, а їх підвищення досягається використанням технологій поверхневого зміцнення і, зокрема, шляхом нанесення комплексних електролітичних покриттів (КЕП), що значно розширюють експлуатаційні характеристики виробів, надійність і довговічність їх роботи.

У роботі досліджено вплив КЕП на основі нікелевої матриці з наповнювачем з частинок карбіду кремнію різної фракції (від наночастинок до частинок розміром 100/80 мкм) і порошків аморфного бору розміром 1 мкм. Електролітичне осаджування проводили в нікель-хлористому електроліті, в який додатково вводили лаурил сульфату натрію, який стабілізує хімічний склад електроліту в процесі електролізу. Електроліз проводили на спеціально сконструйованій установці, яка укомплектована РН-метром И-130М, потенціостатом П5827-М для контролю напруженості приелектродного шару катоду та двома мішалками: імпульсною та лопатевою з осесиметричними вертикальними перегородками. Стабілізація температури електроліту забезпечувалася мідним змійовиковим теплообмінником. Температура електроліту при формуванні покриттів підтримувалася в межах 60±2^{o}С, густина струму -0,4…1,0 кА/м^2, час електролізу – 6 год і товщина покриття становила 0,5…0,6 мм.

Кінетика зміни потенціалу покриттів досліджувалася в лужному (CaO – 125 г/л + 15% цукрози), кислому ($C_6H_8O_7$ – 5 г/л + Na_2HPO_4 – 10 г/л) та нейтральному (жорстка вода та 3%-ий розчин натрій хлориду в дистильованій воді) середовищах. Аналіз характеру зміни потенціалу в часі в усіх досліджених середовищах (рис. 1) найперше вказує на більш «благородний» потенціал зразків з покриттями (менші від’ємні значення потенціалу) порівняно зі зразками без покриття.

Характерним є також те, що потенціал зразків з КЕП змінюється більш плавно, порівняно з нормалізованими і його максимальні відхилення від встановленого потенціалу $\Delta\varphi = \varphi_{max} - \varphi_{вст}$ значно менші. По-перше, це є свідченням більш рівномірного розподілу термодинамічного потенціалу поверхні, а по-друге, включення в нікелеву матрицю неелектропровідних частинок карбіду кремнію, суттєво знижує електрорушійну силу

мікрогальванічних елементів покриття. Разом з тим, характер зміни потенціалу покриття–середовище залежить від розміру частинок наповнювача: з їх збільшенням збільшується значення від'ємного потенціалу та максимальні відхилення від встановленого потенціалу, збільшується також час досягнення встановленого потенціалу. Так, композиції з включеннями частинок карбіду кремнію розмірами 100/80 мкм (SiC_{100}) показали найгірші електрохімічні характеристики, особливо порівняно з композиціями зі включеннями наночастинок ($SiC_{нано}$) у всіх середовищах. Останнє пояснюється тим, що при формуванні покриття на границях включень карбіду в нікелеву матрицю виникають тим вищі напруження, чим більші геометричні розміри частинок наповнювача, які пов'язані з пружними та пластичними деформаціями. Останнє обумовлює появу мікрогальванопар з підвищеною електрорушійною силою.

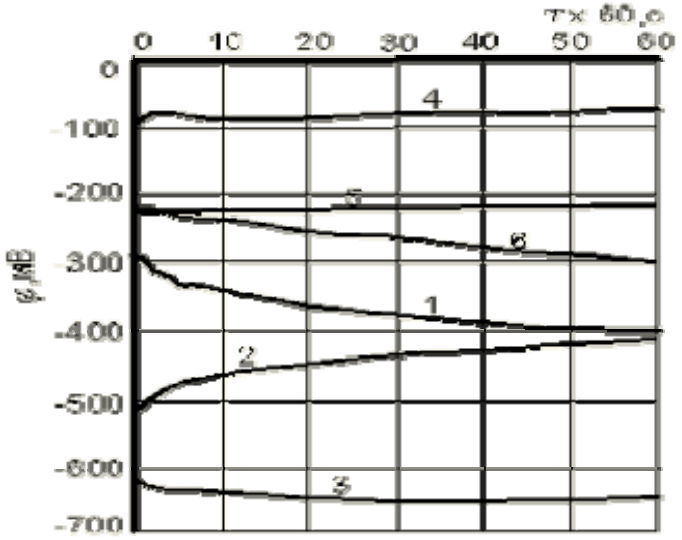


Рис. 1. Характер зміни потенціалу сталі 45 нормалізованої: 1 – нейтральний ; 2 – лужний; 3 – кислий розчини і сталі 45 з покриттями: 4 - Ni + $SiC_{нано}$ в нейтральному; 5 - Ni + SiC_{50} в лужному; 6 - Ni + SiC_{28} в кислому середовищах

За значенням і рівномірністю розподілу потенціалу поверхні, величиною і часом досягнення встановленого потенціалу, характером зміни кривих потенціал–час випробувань (рис. 1) в 3%-му розчині натрій хлориду розглянуті КЕПи, порівняно з жорсткою водою, показують збільшення значень від'ємного потенціалу, але без суттєвої зміни виду кривих φ-τ. Покриття Ni + $SiC_{нано}$ (за потенціалом) показали найкращі електрохімічні характеристики, але встановлений потенціал досягає $\varphi_{вст\sim}$ -117 мВ, що значно більше за $\varphi_{вст\sim}$ -76 мВ в жорсткій воді. Це пояснюється значно вищою корозійною активністю розчинів NaCl, обумовлених наявністю додатніх Na^+ і від'ємних Cl^--іонів, які поряд зі значним підвищенням електропровідності розчину, посилюють і електрорушійну силу мікрогальванопар. При цьому дослідженні покриття в 3%-му розчині натрій хлориду можна розмістити в ряд (в порядку поліпшення електрохімічних характеристик): Ni + SiC_{100}; Ni + SiC_{50}; Ni + SiC_{28} + SiC_{50}; Ni + SiC_5; Ni + SiC_{28}; Ni + $SiC_{нано}$. Композиції Ni + SiC_{28} + SiC_{50}; Ni + SiC_5 і Ni + SiC_{28} мають майже однаковий характер зміни потенціалу в часі як у жорсткій воді, так і в 3%-му розчині хлориду натрію. На це вказує, зокрема, майже однакова величина встановленого потенціалу $\varphi_{вст\sim}$ -193 мВ в 3%-му розчині Na Cl і $\varphi_{вст\sim}$ -152 мВ у жорсткій воді.

Аналіз кінетики зміни потенціалу в лужному середовищі (рис 1, крива 5) вказує на швидку стабілізацію величини потенціалу (через 5 хв після початку випробування) і на його незмінність при подальшому контакті покриття з середовищем. Останнє свідчить про електрохімічну рівновагу в системі покриття-середовище. При цьому початковий потенціал зразків з покриттями більш як на 200 мВ менший (за абсолютною величиною) порівняно з потенціалом сталі 45 нормалізованої. Покриття з наповнювачем карбіду кремнію різних

фракцій практично мають однакові показники встановленого потенціалу, що відрізняються між собою на величину потенціалу $\Delta\varphi_{max}$ = -65 мВ, а середні відхилення потенціалу становить $\Delta\varphi_{ср}$ = -35 мВ. При цьому майже однакові значення потенціалів показали композиції Ni + SiC_{50} і Ni + $SiC_{нано}$. Тому за електрохімічними характеристиками в лужному середовищі КЕПи можна розділити на дві групи: I (Ni; Ni + SiC_{50}; Ni + $SiC_{нано}$) і II (Ni + SiC_5 ; Ni + SiC_{28} ; Ni + SiC_{100} ; Ni + SiC_{28} + SiC_{50}). Між композиціями в середині цих груп відмінності в значеннях потенціалу незначні. Порівняно гірші показники композиції Ni + SiC_{28} + SiC_{50} пояснюються очевидно тим, що різні за розмірами частинки наповнювача карбіду кремнію (28/20 і 50/40 мкм) створюють навколо себе різні поля напружень, що сприяє збільшенню кількості мікрогальванопар і збільшенню нерівномірності розподілу термодинамічного потенціалу поверхні.

У кислому середовищі (крива 6 на рис. 1) розглянуті композиції мають найбільше значення від'ємного потенціалу, а його стабілізація, на відміну від стабілізації потенціалу композиції у лужному середовищі, значно триваліша і має тенденцію до постійного зниження в сторону від'ємних значень. Це є початковим свідченням можливої недостатньої корозійної стійкості даних покриттів у кислому середовищі (відбувається розвиток корозійних процесів у часі).

За величиною і характером зміни потенціалу покриттів у кислому середовищі їх також можна розділити на дві групи: I (Ni; Ni + $SiC_{нано}$; Ni + SiC_5; Ni + SiC_{28}; Ni + SiC_{50}) і II (Ni + SiC_{28} + SiC_{50}; Ni + SiC_{100}). Як бачимо, у кислому середовищі розглянуті КЕПи розташовані (за величиною потенціалу) у порядку зменшення геометричного розміру частинок наповнювача. Тобто чим менший розмір частинок, тим менша величина від'ємного потенціалу і тим вищі електрохімічні характеристики покриття.

Дослідження кінетики зміни потенціалу досліджених покриттів у нейтральних, лужних та кислих середовищах показали, що із збільшенням корозійної активності середовища потенціал поверхні розблагороджується (набуває більшого від'ємного значення). Так, для композиції Ni + $SiC_{нано}$, встановлений потенціал $\varphi_{вст}$ ~ -76, -117, -240 і -300 мВ, відповідно, у жорсткій воді, 3%-му розчині натрій хлориду, лужному і кислому середовищах. Таким чином, зі збільшенням корозійної активності середовища підвищується активність дії мікрогальванопар, їх електрорушійна сила, що пов'язано, зокрема, зі створенням різнонаправлених полів напружень навколо частинок наповнювача в нікелевій матриці. Разом з тим, у нейтральних середовищах, розглянуті покриття, особливо композиції Ni + $SiC_{нано}$, характеризується найменшим значенням від'ємного потенціалу і його швидкою стабілізацією. У лужних середовищах процес стабілізації потенціалу ($\varphi_{=}$ $\varphi_{вст}$) для усіх, без вийнятку композицій, проходить ще швидше, що свідчить про швидке досягнення рівноваги системи покриття-середовище.

З метою зняття внутрішніх напружень для зразків з покриттями Ni+SiC було проведено відпал при температурі 400 ^{o}C на протязі 1 год. Електрохімічні дослідження показали зниження величини відємного потенціалу зменшення амплітуди його коливань порівняно зі зразками без термічної обробки.

Висновки.

1. Композиційні електролітичні покриття на основі нікелевої матриці з наповнювачами частинками карбіду кремнію різної фракційності і аморфного бору значно підвищують електрохімічні характеристики матеріалу основи (сталь 45 нормалізована) у середовищах. Підвищення тим ефективніше, чим вища корозійна активність середовища.
2. Електрохімічні характеристики КЕП у значній мірі залежать від складно-напруженого стану покриття і їх поліпшення можливе шляхом термічної обробки, що зменшує залишкові внутрішні напруження.
3. КЕП складу Ni + $SiC_{нано}$ мають найкращі електрохімічні характеристики (за потенціалом) особливо в нейтральних і лужних середовищах.

УДК 621.762

А.П. Уманский, д.т.н., М.С. Стороженко
(Национальный авиационный университет, Украина)

ТЕХНОЛОГИЯ, СТРУКТУРА И СВОЙСТВА КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ НА ОСНОВЕ TiB_2-SiC

Исследовано контактное взаимодействие (TiB_2-SiC) со сплавами на основе никеля. Определены оптимальные составы металлических связок для композиционных материалов на основе диборида титана-карбида кремния. Получены новые композиционные материалы на основе (TiB_2-SiC) с 20, 30, 40% (мас.) металлической связки; исследованы их структура и свойства.

Введение

Основная тенденция развития современной техники заключается в стремлении к повышению реализуемых скоростей, давлений, рабочих температур при одновременном росте надежности и экономичности машин и механизмов. В связи с этим, требования, которые предъявляются к материалам пар трения, все время возрастают и приводят к необходимости создания новых жаро-износостойких материалов. В последние годы все большее применение получают композиционные материалы (КМ): обладая высокими физико-механическими свойствами, уникальным сочетанием иногда взаимоисключающих свойств, КМ позволяют целенаправленно конструировать материалы под заданные условия эксплуатации.

К числу наиболее перспективных материалов относят диборид титана, который обладает высокой твердостью, износостойкостью [1]. Повысить жаростойкость композита можно введением добавок карбида кремния, который обладает химической инертностью к агрессивным середам и высокой стойкостью к высокотемпературному окислению [2]. Так как, диборид титана и карбид кремния достаточно хрупкие, то целесообразно введение металической связки.

Цель настоящей работы – изучить закономерности структурообразования и свойства композиционных материалов на основе TiB_2-20%SiC.

Результаты исследований и их обсуждение

Для выбора металлической связки композиционного материала на основе диборида титана-карбида кремния было исследовано контактное взаимодействие TiB_2-SiC с никелем и сплавами на его основе методом «лежащей» капли в диапазоне температур 1550-1560^{0}С [3]. Выбор никеля в качестве основы для металлической связки обусловлен тем, что никель обладает высокой пластичностью, и тем самым будет способствовать снижению хрупкости диборида титана-карбида кремния.

При смачивании TiB_2-SiC чистым никелем контактный угол смачивания составляет 36^0. Микроструктура контактной зоны взаимодействия подложки и капли является гетерофазной. В зоне металла были выявлены зерна светлой фазы, которая характеризуется присутствием никеля и кремния, а также темной фазы, в которой выявлено наличие титана (рис.1). Глубина переходной зоны (TiB_2-SiC) – Ni достигает 200 мкм. Микроттвердость переходной зоны составляет 9-10 ГПа, что соответствует микротвердости силицидных фаз никеля. Вероятно, в процессе взаимодействия капли и подложки происходит активное химическое взаимодействие между компонентами системы, что приводит к образованию силицидов никеля, которые будут существенно охрупчивать связку. Таким образом, чистый никель не может быть использован в качестве металлической связки, так как он не удовлетворяет двум основным требованиям, выдвигаемым к металлическим связкам композиционных материалов. Для предотвращения образования силицидов никеля необходимо введение

второго компонента, который бы снижал химическую активность никеля и способствовал его растеканию по TiB_2-SiC.

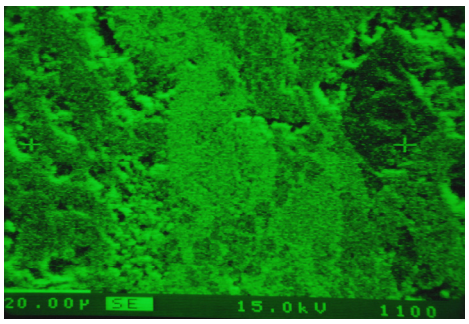


Рис.1. Микроструктура зоны взаимодействия (TiB_2-SiC)-Ni и распределение в ней элементов

Введение в сплав хрома способствует уменьшению контактных углов смачивания до нулевых значений. Микроструктура зоны контакта (TiB_2 – SiC) - (Ni – 20% Cr) характеризуется четкой границей между металлическим сплавом и тугоплавкой составляющей (рис.2). Полученные данные МРСА позволяют говорить о присутствии в зоне взаимодействия твердых растворов кремния в никеле. Зона капли в отличии от системы (TiB_2-SiC) – Ni однофазна. Таким образом, сплав (Ni – 20% Cr) удовлетворяет требованиям, предьявляемым к металлическим связкам и может быть использован в качестве связки для композиционного материала на основе (TiB_2 – SiC).

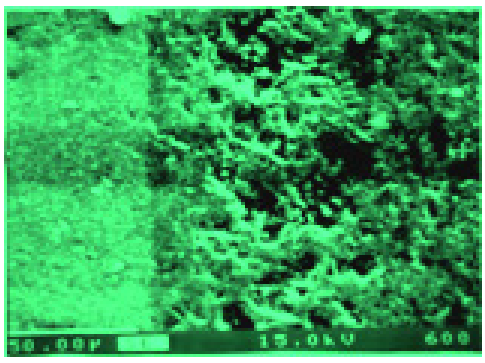


Рис.2. Микроструктура зоны взаимодействия (TiB_2 – SiC) - (Ni – 20% Cr)

Для получения композитов были приготовлены смеси трех составов на основе (TiB_2 – SiC) с 20, 30 и 40% (мас.) связки Ni – 20% Cr. Смеси размалывались в лабораторной планетарной мельнице в среде ацетона на протяжении 6 часов. Композиционные материалы были получены методом гарячого прессования и спекания. Гарячее прессование проводили на лабораторной установке СПД-125 в прессформе из графита МПГ-7, которая предварительно обмазывалась нитридом бора. Полная усадка материала происходила при температуре 1570^0C на протяжении 5-7 минут, давление при этом составляло 8-10 МПа. Спекание происходило в вакууме при температуре 1580^0C, время выдержки при заданной температуре составляло 40 минут. Наименьшую пористость имели образцы, содержащие 40% металлической связки – 2-3%. Технологически не удалось получить достаточно плотных образцов из материала (TiB_2 – SiC) с 20% металлической связки – их пористость составляла 12-16 %. По видимому, образовываются большие конгломераты диборида титана, что свидетельтвует о том, что в этом случае связки недостаточно для получения достаточно однородной структуры с равномерным распределением компонентов

Структура разработанных композиционных материалов с различным содержанием связки подобна. На рис. 3 представлена микроструктура композиционного материала на основе (TiB_2 – SiC) с 40% связки. Как видно, структура гетерофазная и состоит из зерен диборида титана размером 4 -7 мкм, между которыми распределена связка, которая является твердым раствором кремния в нихроме. Также были обнаружены единичные включения углерода.

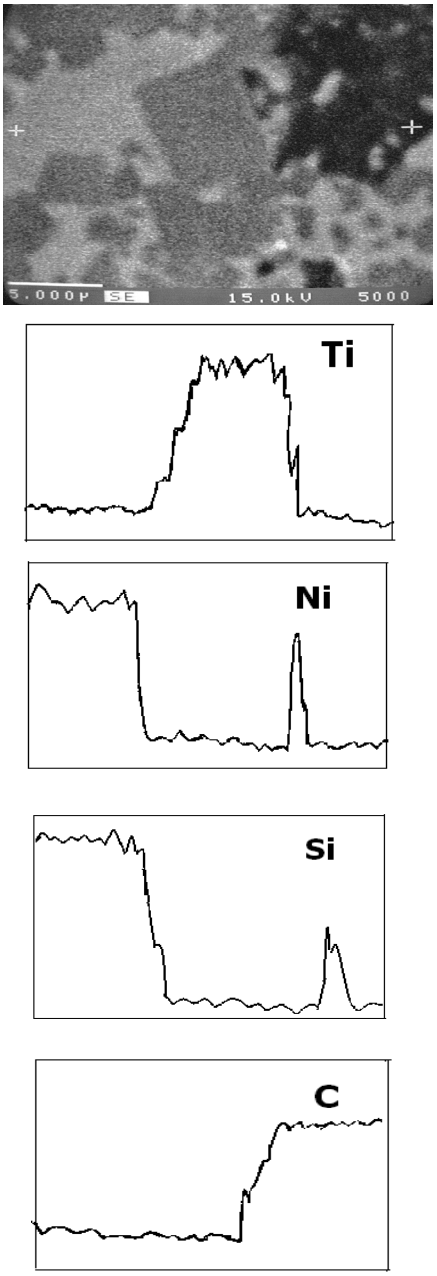


Рис.3. Микроструктура композиционного материала (TiB_2 – SiC)-40%(Ni-20%Cr)

Разработанные материалы были исследованы на стойкость к высокотемпературному окислению (до 1000^0C). Было установлено, что с увеличением количества металлической связки, увеличивается стойкость к окислению. Процесс окисления двухстадийный и сопровождается образованием оксидов TiO_2, B_2O_3, SiO_2, которые вероятно связываются в аморфную пленку, которая защищает материал от дальнейшего окисления.

Композит (TiB_2 – SiC)-40%(Ni-20%Cr) был испытан в условиях трения скольжения без смазки [4]. В качестве контртела использовали сталь 65Г. Композиционный материал имеет низкие значения интенсивности изнашивания во всем диапазоне испытуемых скоростей и нагрузок (табл.1).

Таблица 1

Интенсивность изнашивания (TiB_2 – SiC)-40%(Ni-20%Cr)

	8 МПа	10 МПа	12 МПа
5 м/с	1.6	1.7	2.3
7.5 м/с	1.5	1.6	2.2
10 м/с	1.4	1.5	2.1
15 м/с	1.2	1.3	1.5

Интенсивность изнашивания несколько увеличивается при увеличении нагрузки и уменьшается с увеличением скорости. Коэффициент трения находится в пределах 0.22…0.25. Поверхности не подвергаются значительным повреждениям, на них видны только следы направленной пластичной деформации. По-видимому, ведущим в данных условиях испытаний является окислительный износ, что связано с образованием на поверхности трения оксидных фаз TiO_2, B_2O_3, SiO_2.

Выводы

В ходе проведенной работы изучено взаимодействие диборида титана-карбида кремния с никелем и сплавами на его основе. Установлено, что сплав Ni-20%Cr смачивает TiB_2 – SiC с образованием нулевого угла, при этом система характеризуется отсутствием интенсивного химического взаимодействия. Так как, сплав Ni – 20% Cr удовлетворяет требованиям, предьявляемым к металлическим святкам, то может быть использован в качестве связки для композиционного материала на основе (TiB_2 – SiC).

Методами гарячего прессования и спекания были получены композиты на основе диборида титана-карбида кремния с различным содержанием металлической связки Ni – 20% Cr. Технологически и методом МРСА было установлено, что оптимальным является содержание металлической связки 40%.

Композиционный материал (TiB_2 – SiC)-40%(Ni-20%Cr) имеет высокие триботехнические характеристики и может применятся в широком диапазоне скоростей и нагрузок.

Список литературы

1. *Самсонов Г.В.* Бор, его соединения и сплавы / *Г.В. Самсонов, Л. Я. Марковский, А.Ф. Жигач, М.Г. Валяшко.* – К.: Изд-во АН УССР, 1960. – 590с.

2. *Косолапова Т.Я.* Неметаллические тугоплавкие соединения / *Косолапова Т. Я., Андреева Т. В., Гнесин Г. Г., Макаренко Г. Н., Осипова И. И., Прилуцкий Э. В.* – М.: Металлургия, 1985. – 224 с.

3. *Єременко В. Н.* Змочування рідкими металами поверхонь тугоплавких сполук / В. Н. *Єременко, Ю.В. Найдич*– Львів: Вид-во АН УРСР, 1958. – 60 с.

Комплекс машин и методика определения антифрикционных свойств при трении скольжения / *Э.Т. Мамыкин., А.И. Юга* // Порошковая металлургия. – 1973. - №1.- С. 67-72.

УДК 621.01

Г.П. Зубащенко, к.т.н., А.Г. Корченко, д.т.н., Е.В. Пацира, к.т.н.,
В.П. Щербина
(Национальный авиационный университет, Украина)

ПРОЕКТИВНОЕ СООТВЕТСТВИЕ МЕЖДУ ВЕКТОРАМИ СКОРОСТЕЙ И УСКОРЕНИЙ ЗВЕНЬЕВ ПЛОСКИХ РЫЧАЖНЫХ МЕХАНИЗМОВ

Доказано существование проективного соответствия между векторами скоростей и нормальных ускорений шатуна и коромысла, построенных на соответствующих звеньях плоского шарнирного четырехзвенника

Постановка проблемы. Геометрические методы кинематического анализа занимают важное место в теории механизмов и машин. В отличие от аналитических, геометрические методы являются наглядными и доступными. Они позволяют в ряде случаев получить достаточно простые и оригинальные решения задач кинематики механизмов, которые при использовании компьютерной графики не уступают своей точностью аналитическим методам. Составной частью геометрических методов является проективная геометрия.

Анализ основных исследований и публикаций. Проективная геометрия в настоящее время все шире используется в кинематике механизмов. В работе [1] приводятся основные сведения из проективной геометрии, указывается на возможность ее применения при кинематическом анализе шарнирного четырехзвенника. Авторы [2] устанавливают коллинеарность центров поворотных окружностей семейства четырехзвенных механизмов. Гармонические свойства полного четырехугольника используются в работах [3], где предлагается новый метод построения поворотной окружности, и [4], в которой сформулирована обобщенная теорема о трех центрах. Представляет существенный интерес работа [5], в которой показано существование новых геометрических мест точек шарнирного четырехзвенного механизма. Исходя из этого, можно сделать вывод, что проективная геометрия открывает новые подходы при решении задач теории механизмов и машин.

Постановка задачи. В настоящей работе ставится задача – установить проективное соответствие между векторами скоростей и нормальных ускорений шатуна и коромысла шарнирного четырехзвенного механизма.

Изложение основного материала исследования. Рассмотрим шарнирный четырехзвенник O_1ABO_2 (рис.1). Присоединим к нему вначале двухповодковую группу, состоящую из звеньев 4-5, причем $BC = O_1O_2$ и $O_1C = O_2B$, а потом группу, состоящую из звеньев 6-7. В результате образуется восьмизвенный механизм, степень подвижности которого равна степени подвижности исходного четырехзвенника O_1ABO_2. При этом звено 5 воспроизводит закон движения звена 3 ($\overline{V}_C = \overline{V}_B$; $\overline{a}_C = \overline{a}_B$).

Треугольник $\pi ab \equiv O_1AD$ представляет собой план скоростей исходного механизма в масштабе угловой скорости ω_1 ведущего звена (в масштабе кривошипа, отложенного в натуральную величину). Этот план повернут на 90^0 в сторону, противоположную направлению вращения ведущего звена. В треугольнике πab векторы $\overline{\pi a} \equiv \overline{O_1A}$, $\overline{ab} \equiv \overline{AD}$, $\overline{\pi b} \equiv \overline{O_1D}$ представляют собой соответственно повернутые векторы скоростей $\overline{V}_A$, $\overline{V}_{BA}$, $\overline{V}_B = \overline{V}_{BO_2}$. Траектория, описываемая точкой *D*, является повернутым годографом скорости точки *B*.

Построив повернутый план скоростей для восьмизвенного механизма, получим вектор $\overline{\pi d_6} \equiv \overline{\pi d_7}$, который является повернутым вектором скорости точки *D*. Как было показано в [6], часть повернутого плана скоростей для восьмизвенного механизма, а именно фигур

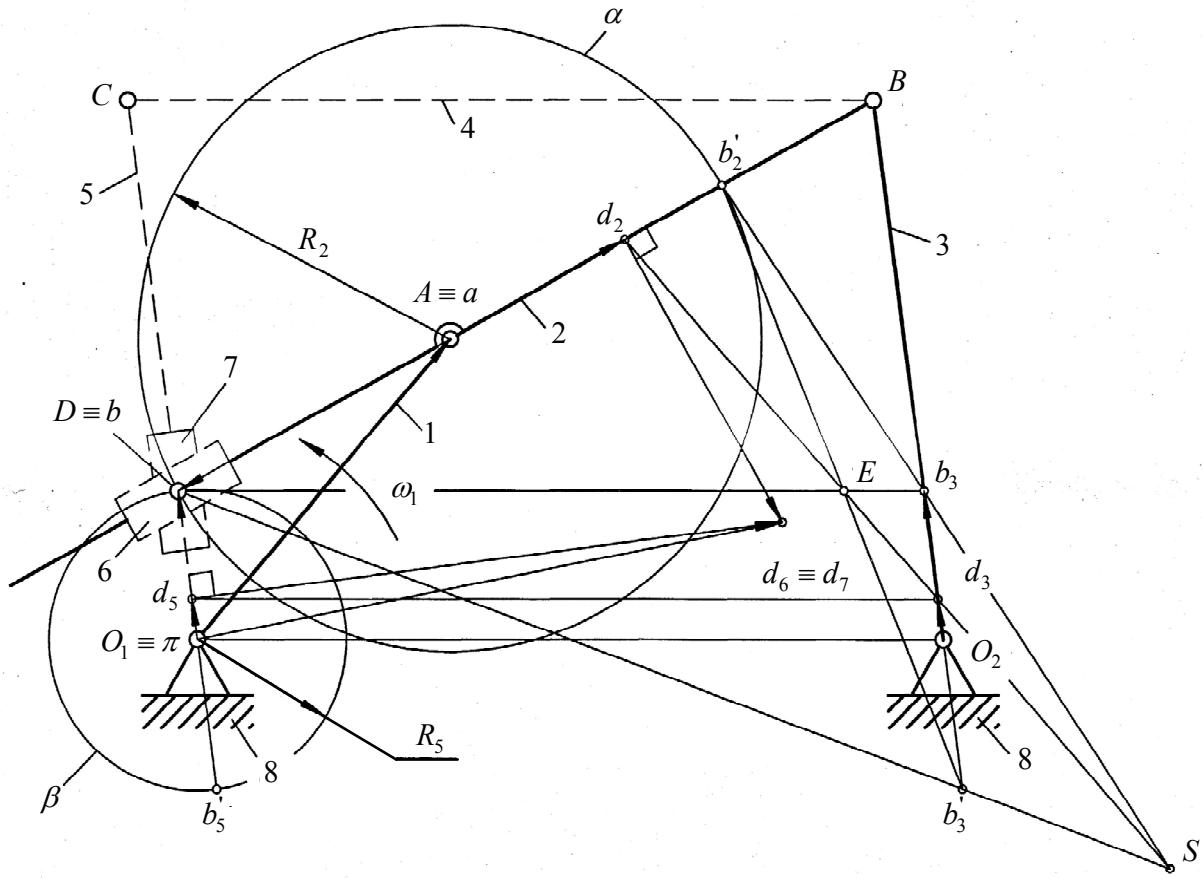


Рис.1. Шарнирный четырехзвенник

$\pi a d_2 d_6 d_5$, является одновременно повернутым на 180^0 планом ускорений в масштабе ω_1^2 для исходного четырехзвенного механизма. Величины ускорений равны:

$$a_A = \pi a \cdot \omega_1^2 ; \qquad a_{BA}^n = a d_2 \cdot \omega_1^2 ; \qquad a_{BA}^t = d_2 d_6 \cdot \omega_1^2 ;$$
$$a_{BO_2}^n = \pi d_5 \cdot \omega_1^2 ; \qquad a_{BO_2}^t = d_5 d_6 \cdot \omega_1^2 ; \qquad a_B = a_{BO_2} = \pi d_6 \cdot \omega_1^2 . \tag{1}$$

С учетом (1) имеем

$$a d_2 = \frac{a_{BA}^n}{\omega_1^2} = \frac{V_{BA}^2}{AB \cdot \omega_1^2} = \frac{|ab|^2 \cdot \omega_1^2}{AB \cdot \omega_1^2} = \frac{|ab|^2}{AB} ; \tag{2}$$

$$\pi d_5 = \frac{a_{BO_2}^n}{\omega_1^2} = \frac{V_{BO_2}^2}{BO_2 \cdot \omega_1^2} = \frac{|\pi b|^2 \cdot \omega_1^2}{BO_2 \cdot \omega_1^2} = \frac{|\pi b|^2}{BO_2} . \tag{3}$$

Опишем из центра A окружность α радиусом $R_2 = ab$, а из центра O_1 – окружность β радиусом $R_5 = \pi b$. Тогда на основании (2, 3) приходим к выводу, что точки d_2 и B являются взаимно инверсными относительно окружности α, а точки d_5 и C – относительно окружности β. Находим точки b_2' пересечения окружности α с шатуном AB и b_5' пересечения окружности β с коромыслом O_1C. Видим, что на линии шатуна AB и линии коромысла O_1C существуют гармонические группы точек $(bb_2'd_2B) = (b_5'bd_5C) = -1$.

Поскольку, как отмечалось выше, звено 5 воспроизводит закон движения звена 3, то на линии коромысла O_2B можно построить гармоническую группу точек $(b_3'b_3d_3B)$, причем $O_2b_3' = O_2b_3 = \pi b$; $O_2d_3 = \pi d_5$. В результате получим полный четырехугольник $bb_2'b_3b_3'$. На сторонах bb_2' и b_3b_3' расположены гармонические группы точек $(bb_2'd_2B) = (b_3'b_3d_5B) = -1$. Точка B этого четырехугольника является диагональной. Кроме того, диагональной является и точка S пересечения сторон $b_2'b_3$ и $b\,b_3'$ [7] .

На основании этого можно предложить следующий способ построения векторов нормальных ускорений шатуна и коромысла с применением гармонических свойств полного четырехугольника. Из точки $O_1 \equiv \pi$ проводим линию $O_1D \,//\, O_2B$ до точки $D \equiv b$ ее пересечения с продолжением линии шатуна AB. Строим точку b_2' откладывая $Ab_2' = Ab$. Затем из точки b проводим линию $bb_3 \,//\, O_1O_2$ до точки b_3 ее пересечения с линией коромысла O_2B. Строим точку b_3', откладывая $O_2b_3'=O_2b_3$. Таким образом, получаем полный четырехугольник $bb_2'b_3b_3'$, стороны bb_2' и b_3b_3' которого в масштабе ω_1 равняются удвоенным модулям скоростей V_{BA} и $V_B = V_{BO_2}$ соответственно. Чтобы построить векторы нормальных ускорений $\overline{a^n_{BA}}$ и $\overline{a^n_{BO_2}}$ в масштабе ω_1^2, необходимо найти диагональные точки $S = b_2'b_3 \cap bb_3'$ и $E = b_2'b_3' \cap bb_3$, а затем найти точки d_2 и d_3 пересечения диагонали SE со сторонами bb_2' и b_3b_3'. Полученные векторы $\overline{a_2d_2}$ и $\overline{O_2d_3}$ в масштабе ω_1^2 являются искомыми векторами нормальных ускорений $\overline{a^n_{BA}}$ и $\overline{a^n_{BO_2}}$ соответственно.

Выводы и перспективы. Существование проективного соответствия между векторами скоростей и нормальных ускорений звеньев шарнирного четырехзвенника позволяет не проводить вычислительные операции при определении величин нормальных ускорений. Таким образом, кинематический анализ заданого механизма может быть выполнен исключительно геометрическим методом. Полученные результаты могут быть использованы при кинематическом анализе не только рычажных, но и кулачковых механизмов.

Список литературы

1. *Геронимус Я.Л.* Геометрический аппарат теории синтеза плоских механизмов. – М.: Физматгиз, 1962. – 400 с.

2. *Маркез Д., Адамс Д.* Некоторые элементарные проективные свойства четырехзвенных механизмов // Конструирование и технология машиностроения. – Trans. of the ASME. – Ser. B, 1973. – Т.95, № 3. – С. 54 – 57.

3. *Зубащенко Г.П.* Об одном методе построения поворотной окружности // Теория механизмов и машин. – Харьков: ХГУ, 1985, №38. – С. 102 – 103.

4. *Зубащенко Г.П.* Узагальнена теорема про три центри // Прикладна геометрія та інженерна графіка. – К.: КНУБА, 2008. – Вип.79. – С.175 –179.

5. *Зубащенко Г.П., Корченко А.Г., Пацира Е.В.* Новые геометрические места точек в кинематике плоских механизмов // Матеріали VII МНТК "Авіа – 2007". – Т. 2. – К.: НАУ, 2007. – С. 32.56 – 32.59.

6. *Зубащенко Г.П., Ковалев Ю.Н.* К исследованию движения плоских рычажных механизмов // Прикладная механика. – К.: Ин-т механики НАНУ, 2003, №12. – С.133 –137.

7. *Четверухин Н.Ф.* Проективная геометрия. – М.: Учпедгиз, 1961. – 360 с.

УДК 667.637.22 (043.2)

Е.П. Пугачевская, А.П. Уманский, д.т.н.
Национальный авиационный университет, Украина

ИЗНОСОСТОЙКИЕ ЭЛЕКТРОИСКРОВЫЕ ПОКРЫТИЯ НА ОСНОВЕ ТУГОПЛАВКИХ СОЕДИНЕНИЙ ТИТАНА

В работе показана перспективность использования электроискровых покрытий в качестве защитных, упрочняющих и восстанавливающих. Показана технология нанесения новых электроискровых покрытий на основе диборида титана-хрома. Изучены структура и свойства разработанных электроискровых покрытий. Проведен сравнительный анализ покрытий на основе $TiCrB_2$ и стандартного твердого сплава ВК6. Даны рекомендации по применению полученных электроискровых покрытий.

Развитие современной техники в значительной степени зависит от успешного применения для ответственных деталей машин и конструкций защитных покрытий, которые бы оберегали рабочие поверхности от разных видов износа и коррозии в условиях агрессивных сред в широком интервале температур. Особое внимание следует обратить на область авиастроения, так как к ней выдвигаются повышенные требования надежности и долговечности деталей и узлов. Как известно, авиапромышленность является одной из самых дорогостоящих и ответственных областей производства. В связи с этим вопрос продления ресурса деталей авиационной техники является актуальным и отвечает требованиям времени. С этой целью применяются защитные упрочняющие и восстанавливающие покрытия.

В качестве материала покрытий традиционно используют твердые сплавы марки ВК, которые обладают высокой твердостью и износостойкостью [1]. Однако, применение данных материалов ограничено в связи с их высоким удельным весом, что является принципиальным для авиастроения, а также низкой коррозионной стойкостью в условиях повышенных температур. Для нанесения газотермических покрытий на конструкционные сплавы также используют металлические сплавы на основе Fe-Cr и Ni-Cr с различными добавками металлов (Co, Mo), неметаллов (B, Si) [2] и тугоплавких соединений (карбидов, боридов, оксида алюминия) [3], которые отличаются высокой технологичностью процесса нанесения покрытий, а также коррозионной стойкостью. При этом низкая износостойкость данных покрытий не обеспечивает необходимый ресурс деталей и узлов авиационной техники.

Таким образом, необходима разработка новых композиционных материалов, которые бы обладали высокими физико-механическими и эксплуатационными свойствами и могли использоваться в качестве износостойких упрочняющих и восстанавливающих покрытий на детали авиационной техники.

В качестве материала покрытий был выбран новый композиционный материал на основе диборида титана хрома с никель-хромовой связкой. Материал обладает высокими физико-механическими свойствами: твердостью (≈ 89 ГПа), микротвердостью (≈ 27 ГПа), прочностью на изгиб (≈ 1500МПа), а также трибологическими свойствами – линейный износ составляет порядка 7 мкм при 500000 циклов испытаний.

Для нанесения покрытий были выбраны три состава композиционного материала: ТБХН30, ТБХН40, ТБХН50 с 30, 40, 50 мас. % связки соответственно. Варьирование металлической связки в композиционном материале покрытия позволило оценить влияние состава материала на технологичность процесса нанесения и свойства полученных покрытий: Электроды получали методом прессования и спекания композиционных материалов при температуре 1500-1550ºС в печи СШВ в вакууме с выдержкой 1 час.

Электроискровые покрытия наносились на подложку из титанового сплава ВТ-22. Для нанесения покрытий использовалась установка «Алиер-52». Эта установка позволяет

наносить покрытия на 7 режимах. Для проведения исследований были выбраны два граничных и один средний режим, то есть 1, 4 и 7.

С точки зрения кинетики массопереноса можно говорить о том, что оптимальным режимом нанесения покрытий является 4 режим, так как при этом соблюдается достаточно высокий прирост материала, а значит и толщина покрытий, а эрозия электрода (анода) сопоставима с приростом катода (подложки), а это значит, что обеспечивается высокая экономичность процесса (Рис.1). Покрытия целесообразно наносить в течении 3 минут, так как в этом интервале времени наблюдается максимальный прирост катода и не происходит его разрушения.

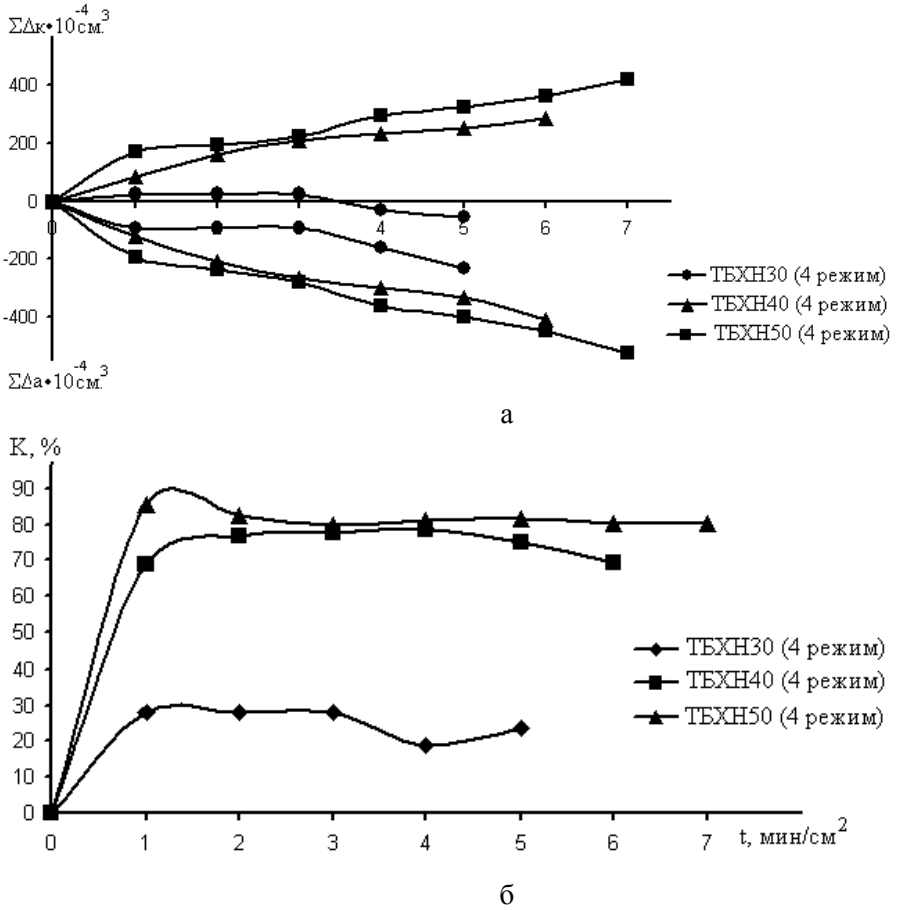


Рис. 1. Кинетика массопереноса при ЭИЛ титанового сплава ВТ-22 композиционными материалами: а – прирост катода и эрозия анода; б – коэффициент массопереноса

Покрытия, нанесенные на 4 режиме электродами ТБХН40 и ТБХН50, имеют близкие по значению коэффициенты массопереноса. Также они характеризуются одинаковой тенденцией прироста катода и эрозии анода. Это говорит о том, что с точки зрения кинетики массопереноса оба состава композиционного материала могут быть использованы для нанесения покрытий.

На электронном микроскопе Camebax SX-50 был проведен качественный анализ покрытий. Анализ показал наличие следующих элементов в покрытии: Cr, Ti, Ni, небольшое количество B. Таким образом, покрытия сохранили первоначальный состав материала, который использовался для их нанесения, а именно, композиционный материал $TiCrB_2$ – Ni – Cr.

Структура покрытий ТБХН40 и ТБХН50 гетерофазная с равномерным распределением элементов (рис. 2).

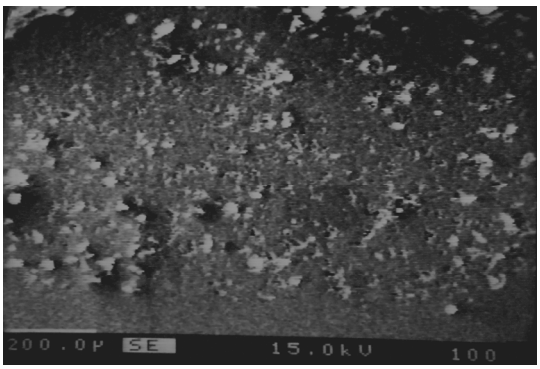


Рис. 2. Микроструктура покрытия ТБХН40

Что же касается покрытия на основе ТБХН30, то можно отметить, что происходит сегрегация материала покрытия. То есть, на начальном этапе взаимодействия на поверхности подложки закрепляются частицы металлической фазы, адгезионно более прочно связанные с титановым сплавом, из которого изготовлена подложка. Тугоплавкая фаза при этом располагается на поверхности полученного покрытия. Такое перераспределение элементов приведет к охрупчиванию материала.

Толщина полученных покрытий варьируется в среднем от 60 до 110 мкм (Табл.1).

Как видно из таблицы, на 4 режиме нанесения обеспечивается максимальная толщина покрытий.

Таблица 1

Толщина полученных покрытий

	ТБХН30	ТБХН40	ТБХН50
1 режим	75 мкм	73 мкм	59 мкм
4 режим	68 мкм	112 мкм	108 мкм
7 режим	73 мкм	75 мкм	76 мкм

Изучались физико-механические свойства покрытий, в частности, микротвердость покрытий (Рис.3).

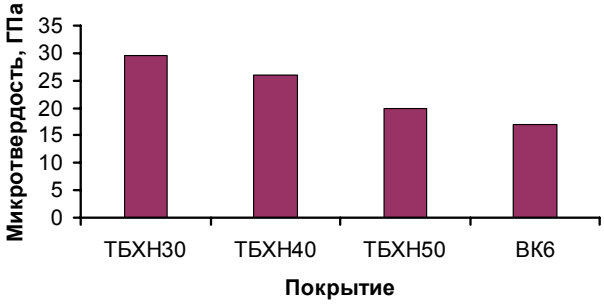


Рис. 3. Микротвердость покрытий из разработанного композиционного материала и стандартного твердого сплава ВК6.

Как видно из гистограммы, микротвердость покрытий зависит от состава композиционного материала, который использовался для их нанесения. Микротвердость покрытия на основе ТБХН30 порядка 30 ГПа, в то время как покрытие на основе ТБХН50 обладает микротвердостью 21 ГПа. Это обусловлено тем, что в составе материала ТБХН30 для нанесения покрытий наибольшее содержание тугоплавкой составляющей, которая обладает высокой микротвердостью.

Микротвердость покрытия из стандартного сплава ВК6 ниже микротвердости покрытий на основе диборида титана хрома. Это объясняется тем, что в процессе нанесения покрытия из вольфрамового сплава ВК6 электрод подвергался сильному окислению, что в

свою очередь вызывало растрескивание и разрушение электрода. Таким образом, покрытия характеризуются низкой сплошностью и, как следствие, низкой микротвердостью.

В условия фреттинг-коррозии были проведены испытания покрытий на износостойкость. Контробразцом во всех испытаниях являлась сталь 95Х18. Были получены следующие результаты (Рис.4). Наименьший линейный износ у покрытия ТБХН40. Это может быть обусловлено тем, что данный состав материала покрытия является «золотой серединой»: содержание металлической связки в КМ достаточное, чтобы обеспечить хорошую адгезию покрытия и подложки, а также достаточную пластичность. В тоже время, данное содержание металлической связки не снижает существенно микротвердость материала, что обеспечивает ему высокую износостойкость.

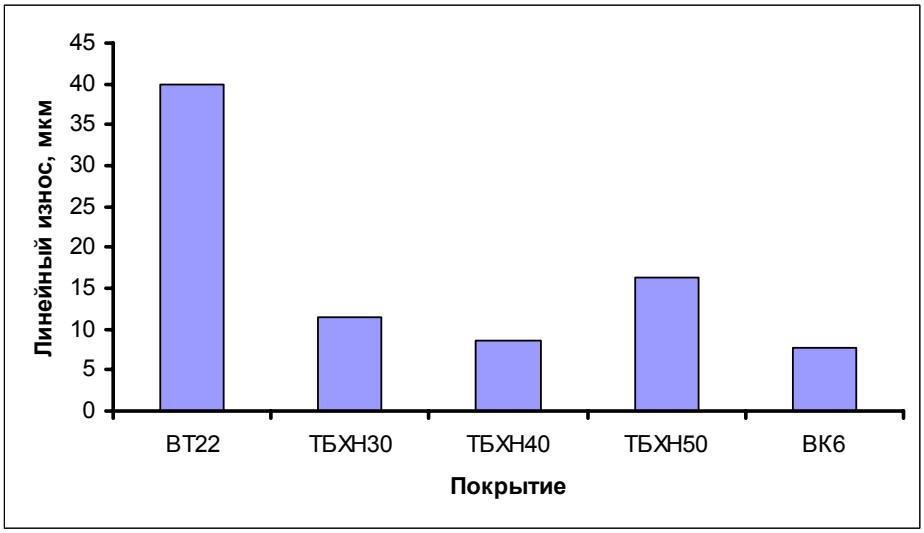


Рис. 4. Износостойкость титанового сплава ВТ-22 и электроискровых покрытий

Разработанный композиционный материал покрытий не уступает по свойствам стандартному твердому сплаву ВК6.

В целом, износостойкость разработанных покрытий выше износостойкости титанового сплава ВТ-22 в 3-7 раз, что говорит о перспективности применения данных покрытий для упрочнения деталей авиационной техники, изготовленных из титановых сплавов.

Заключение

Электроискровые покрытия на основе разработанного композиционного материала являются перспективными и не уступают по свойствам известному твердому сплаву.

Оптимальным режимом нанесения покрытий является 4 режим, время нанесения 3 мин.

Покрытия на основе композиционного материала ТБХН40 являются оптимальными по свойствам и технологичности нанесения покрытия.

Разработанные электроискровые покрытия являются перспективными и способны продлить ресурс деталей авиационной техники в 3-7 раз.

Список литературы

1.Тугоплавкие соединения (Справочник). *Самсонов Г.В., Виницкий И.М.* 2-е изд. М., «Металлургия», 1976. 560 с.

2.*В.В. Щепетов, А.М. Волхов.* Увеличение износостойкости детонационных покрытий путем оптимизации режимов нанесения // Трение и износ. – 1990. – Т.11. – N5. – С.844-848.

3.*А.Л. Борисова, Л.И. Адеев, А.Ю. Туник и др.* Структура и свойства газотермических покрытий на основе карбида титана и оксидов титана-хрома, содержащих твердые смазки // Автоматическая сварка. – 1999. – N1. – С.22-28.

УДК 621:891

В.Ф. Лабунець, к.т.н., проф.,
В.Г. Лазарєв,
Т.С. Клімова,
Л.С. Братиця
(Національний авіаційний університет, Україна)

ВПЛИВ БАКТЕРІОГЕННИХ ПРОДУКТІВ НА ТРИБОТЕХНІЧНІ ВЛАСТИВОСТІ ДЕТОНАЦІЙНИХ ПОКРИТТІВ

В доповіді обговорюються результати літературного огляду та експериментальних досліджень щодо впливу продуктів життєдіяльності мікроорганізмів циклу сірки на процеси, що відбуваються в працюючих парах тертя. Зокрема, розглядається явище структурної пристосовуваності в парах тертя за участю керамічних газотермічних (детонаційних) покриттів.

Процес тертя, деструктивний в загальному розумінні, тим не менш не виключає явищ трибосинтезу, формування дисипативних структур на поверхнях тертя. Такі явища, керовані, добре вивчені і отримані штучно, можуть істотно покращувати експлуатаційні характеристики пар тертя.

Взаємодія мікроорганізмів з матеріалами деталей машин та механізмів та взагалі з металами також в першу чергу розглядається в світлі деструктивного впливу мікрофлори на матеріал – біокорозії. Але, з іншого боку, біохімічна активність мікроорганізмів використовується сьогодні в багатьох галузях промисловості і, зокрема, в матеріалознавстві.

Зростання пріоритету технологій енергозбереження та екотехнологій передбачає підвищення інтересу до використання в матеріалознавстві біологічних технологій.

Огляд літератури. Аналіз літературних джерел свідчить, що одним з головних методів поліпшення протизношувальних та протизадирних властивостей мастильних матеріалів є введення хімічно активних з'єднань, що містять S, P й Cl. Такі добавки протистоять задирам поверхонь тертя і підвищують несучу здатність масла. Присадки поверхнево-активних і хімічно-активних речовин до мастил знижують або взагалі запобігають розвитку процесів зчеплювання. Це обумовлено пластичною деформацією поверхневого шару, а також здатністю формувати специфічний мастильний шар на поверхні тертя, що забезпечує необхідний для нормальної роботи пари тертя позитивний градієнт механічних властивостей і знижує напруги зрушення.

При вивченні механізму дії присадок встановлено, що при високій температурі і великому тиску між деталями що труться, з'єднання сірки, фосфору й хлору розкладаються й вступають у реакцію з поверхнею металу, утворюючи плівки. Плівки, що утворилися, запобігають металевому контакту, знижують силу тертя, а, отже, і температуру. Установлено, що такі плівки чинять слабкий опір зрушенню, спрацьовуються та знову відновлюються [1].

Ефективність багатьох присадок, що містять сірку, фосфор і хлор багато в чому визначається їх термостійкістю та міцністю зв'язку атомів S, P і Cl у молекулах таких сполук. Наявність цих присадок у мастильному матеріалі приводить до істотної зміни природи та діапазону метастабільного стану поверхні тертя, що є наслідком динамічної рівноваги процесів руйнування і відновлення модифікованих поверхневих шарів. Цей метастабільний стан є необхідною умовою сталості процесів тертя й зношування.

Встановлено, що відновлення сульфатів органічною речовиною відбувається лише при температурі 500-700°С, тобто такій, яка набагато перевищує температуру, що спостерігається на поверхні Землі в місцях, де в цей час безперервно протікає процес сульфат редукції. Процес відновлення сульфатів, що забезпечує організм

внутрішньоклітинним матеріалом (асиміляторна сульфатредукція), зустрічається в значної кількості мікробів, зокрема, у представників родів *Achromobacter* і *Pseudomonas*, які є факультативними анаеробами. Використання сульфату як кінцевого акцептора електронів з утворенням великих кількостей сірководню (дисиміляторна сульфатредукція) властива лише високо спеціалізованій групі мікроорганізмів – облігатно анаеробним сульфатредукуючим бактеріям, які здійснюють енергоутворюючі реакції. Відзначається, що однією з головних відмінностей між ними є те, що асиміляторний шлях вимагає дві молекули АТФ для активації однієї молекули сульфату, тоді як дисиміляторний шлях вимагає тільки одну молекулу АТФ. Тільки в дисиміляторних сульфатредукуючих бактерій знайдений фермент АФС-редуктаза (аденозин-5'-фосфосульфатредуктаза), що відновлює аденозинфосфосульфат до сульфіту [2].

Автори вже проводили дослідження мікробіологічної іммобілізації мінеральних речовин на поверхні матеріалів, модифікації поверхневих шарів матеріалів вузлів тертя. Аналізували перспективи використання мікробної біотехнології для підвищення експлуатаційних характеристик матеріалів і, зокрема, покращення таких параметрів як структурна пристосовуваність і сумісність пар тертя [3, 4].

На сьогодні вже доведена можливість використання мікроорганізмів не тількі для вже традиційних збагачення руд і вилуговування металів, але і для покращення хімічних і механічних властивостей керамічних матеріалів та сировини для виготовлення кераміки [5, 6].

Багаторічні дослідження явищ мікробної корозії та пов’язаної з нею біомінералізації виявились корисними не тількі в суто практичному сенсі запобігання корозійних ушкоджень. Цей досвід може допомогти в розробці нових схем використання мікроорганізмів, а також є основою теоретичних моделей взаємодії мікроорганізмів з металами [7, 8].

Головною метою дослідження було виявити позитивні ефекти дії продуктів життедіяльності мікроорганізмів циклу сірки на процеси тертя та зношування. Автори ставили перед собою задачі отримати бактеріогенну речовину, дослідити вплив цієї речовини на процеси, що протікають на поверхнях тертя, з’ясувати можливість покращення експлуатаційних характеристик вузлів тертя за допомогою продуктів життєдіяльності мікроорганізмів.

Матеріали та методи дослідження. В експерименті використали наступні матеріали: детонаційне покриття на сталі 45 - оксидну кераміку Al_2O_3-Cr_2O_3-TiO_2, товщина 300 мкм. В якості контртіл використали кільця 50 мм із загартованої сталі 45.

Трибовипробування проводили на машині СМТ-1 за схемою диск-диск в умовах чистого ковзання в діапазоні швидкостей 0,4, 0,8, 1, 1,5 м/с і навантажень: 100, 200, 300, 350, 400 й 1000 N.

Препарат біоплівки *Desulfovibrio Desulfuricans* використовували як присадку (після термообробки) до мастильного матеріалу. Мастильний матеріал – МС 20. У препараті біоплівки рентгеноспектральний аналіз показав наявність заліза, фосфору, сірки, і, у колоніях - кальцію. Зміст у мастильних матеріалах сірки і її сполук може, однак, підвищувати корозійність масла. Наявність у середовищі живих мікроорганізмів поряд з анаеробними умовами й деякою кількістю води могло б спричинити неконтрольований процес біокорозії. Тому використаний в даній роботі препарат мікробної біоплівки піддавався термообробці - автоклавуванню й висушуванню при 100° С.

Біоплівку *D. Desulfuricans* одержували в анаеробних умовах у флаконах 400мл на середовищі Постгейта в присутності субстрату - пластинок з низковуглецевої сталі (сталь 15, 20 $см^2$ на флакон 400 мл). Поверхня сталевих пластинок субстрату, стінки і дно флаконів з 30-ти добовою культурою *D. Desulfuricans* були покриті біоплівкой, яку збирали, дезінтегрували та стерилізували. Висушений препарат біоплівки у вигляді дрібного порошку вводили в мастильний матеріал МС 20. Аналіз енергодисперсійним рентгенівським спектрометром показав у складі МС20 після додавання препарату біоплівки: 8% фосфору, 12,8% сірки, 1,2% хлору, 27% кальцію й 51% заліза.

Електронно-мікроскопічні дослідження й мікрорентгеноспектральний аналіз зразків після механічних випробувань проводили за допомогою електронних мікроскопів-мікроанализаторів РЭММА-102-02 та РЭМ-106-І.

В одній серії експериментів проводили випробування в парі сталь-кераміка без мастильних матеріалів. В інших випадках для пари сталь-кераміка проводили трибовипробування із застосуванням рідкого мастильного матеріалу МС 20 і матеріалу МС 20, що містить 5% присадки - стерілизований препарат біоплівки *D. Desulfuricans*.

Результати та обговорення. У ході випробувань спостерігалося стабільне поводження коефіцієнта тертя у всіх випадках. Причому, після додавання препарату біоплівки в мастило помітно знизився коефіцієнт тертя. Випробування без змащування – у випадку із сухим тертям, звичайно ж, спостерігались величини коефіцієнта тертя, зношування зразка й температури в зоні контакту істотно більші, ніж при випробуваннях зі змащенням. Тому більше уваги приділяється результатам випробувань із застосуванням мастильних матеріалів.

Електронно-мікроскопічні дослідження показали, що в умовах сухого тертя матеріал контртіла намазується на поверхню твердого покриття і утворює в деяких випадках майже суцільний шар.

При змащуванні МС 20 також спостерігались явища зчеплювання і намазування сталі, фрагменти контртіла часто заповнювали пори в поверхні кераміки. Після додавання препарату *D. Desulfuricans* в мастило, істотно зменшився об’єм матеріалу контртіла, що був перенесений на зразок. Рентгенівський мікроаналіз показав у складі поверхні 0,2 % фосфору, 0,3% сірки і усього 5.2% заліза. Тоді як у складі поверхні зразка, що випробовувався зі змащенням МС 20 без добавок, заліза виявляється більше 20%, фосфор не виявлений, а також присутні по 0,2% сірки й хлору.

Аналізуючи отримані результати, автори дійшли висновків, що бактеріогенні речовини можуть використовуватись в триботехніці, зокрема – в складі прироблювальних сумішей, присадок, протизношувальних добавок до мастильних матеріалів.

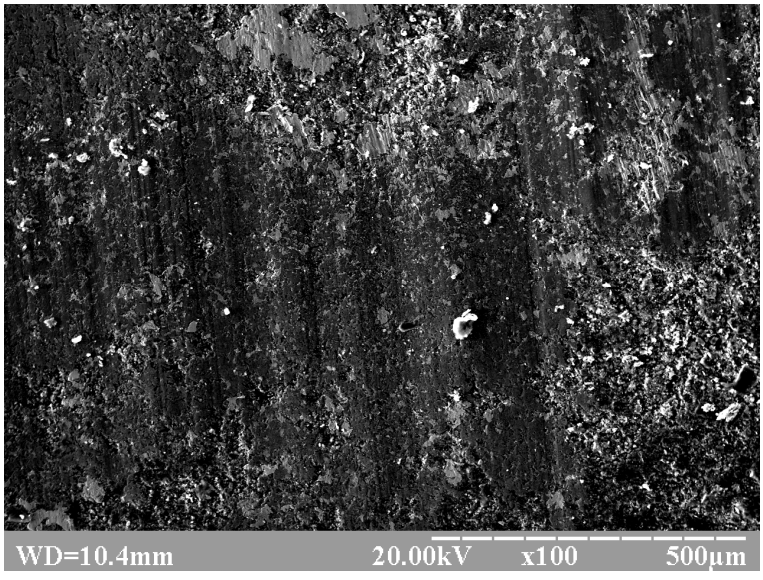


Рис. 1. Поверхня тертя після ковзання в мастилі МС 20, помітні численні пори в кераміці, заповнені матеріалом контртіла

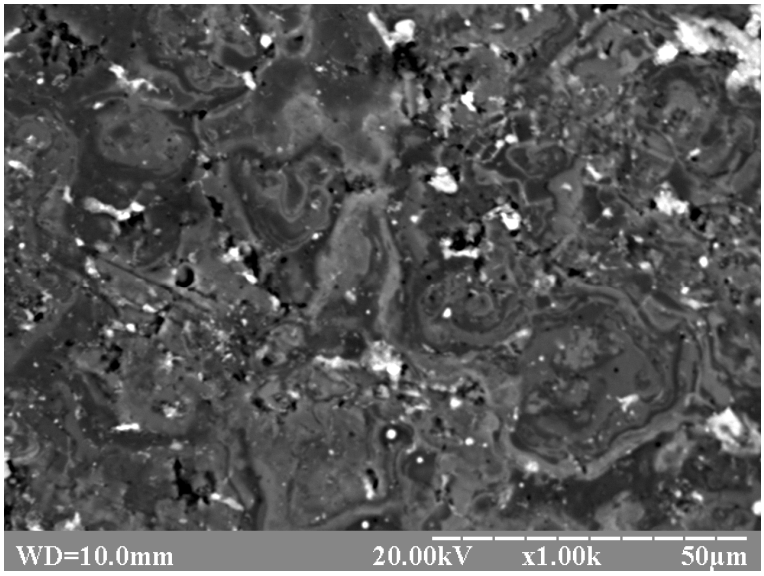


Рис. 2. Поверхня тертя після ковзання в мастилі МС 20 з додаванням препарату біоплівки *D. Desulfuricans* мікроскопічні пори практично вільні від продуктів зношування

Звертаючи увагу на те, що обрані мікроорганізми відомі також як один з чинників мікробної корозії, а процеси роботи трибовузлів мають бути контрольованими, встановлено, що в даному випадку можна використовувати лише стерилізовані бактеріогенні продукти.

Для отримання більш цінних результатів, досягнення більш цілеспрямованої дії препаратів на процеси тертя та зношування, для отримання таких біопрепаратів треба використовувати більш обширні асоціації мікроорганізмів, розробляти технологічні процеси отримання біогенних матеріалів.

Список літератури

1. *Виноградова И. Э.* Противоизносные присадки к маслам. – М.: Химия, 1972. – 272с.

2. Мікробна корозія підземних споруд /[Андреюк К.І., Козлова І.П., Коптєва Ж.П. та ін.]; під ред. В.С.Підгорського. – К. : Наукова думка, 2005. – 260 с.

3. *Кудрин А. П., Лабунец В. Ф., Лазарев В. Г., Протасова М. А., Пиляшенко-Новохатный А. И., Козлова И. А.* Микробная модификация поверхности материалов. // Восточно-Европейский журнал передовых технологий. – Харьков, 2005, - №5/1 (17) – С. 68 – 75.

4. Запезпечення структурної пристосовуваності і сумісності пар тертя біологічними модифікаторами // А. П. Кудрін, к.т.н., В. Ф. Лабунець, к.т.н., В. Г. Лазарев Вестник НАУ – К.: НАУ, 2006, №1, С 127-132.

5. *Ившина И. Б., Рычкова М. И. И др.* Влияние актинобактерий рода Rhodococcus Sensu Stricto на свойства высокопористых полифазных керамических материалов // Микробиология и биотехнология XXI столетия: материалы междунар. конф. – НАН Беларуси. – Минск.: Микробио, 2002. – С. 221 – 222.

6. Применение микроорганизмов для улучшения свойств керамических масс *Р. М. Маркевич, Е. М. Дятлова, Е. С. Какошко, М. В. Крепская* // Микробиология и биотехнология XXI столетия: материалы междунар. конф. – НАН Беларуси. – Минск.: Микробио, 2002. – С. 247 – 248.

7. *Андреюк Е. И., Билай В. И., Коваль Э. З., Козлова И. А.* Микробная коррозия и её возбудители // К.: Наукова думка, 1980. – 288с.

8. *W. A. Hamilton* Microbial influenced corrosion as a model system for the study of metal microbe interactions: a unifying electron transfer hypotesis // Biofouling, 2003 vol 19 (1), pp 65 – 76.

УДК 629.735.0168.519.673 (045)

Е.П. Ударцев, доктор технических наук,
А.И. Жданов, кандидат технических наук,
А.Г. Щербонос
(Национальный авиационный университет, Украина)

ОЦЕНКА АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ ПРИ КОЛЕБАТЕЛЬНОМ ДВИЖЕНИИ КРЫЛА

В ходе трубных испытаний получены гистерезисные зависимости коэффициента сопротивления от угла атаки, для отсека крыла совершающего гармонические колебания по каналу тангажа.

В аэродинамической трубе ТАД-2 НАУ были проведены испытания с целью определения изменения аэродинамических характеристик профиля при нестационарном движении. Труба ТАД-2 НАУ прямоточного типа с восьмиугольной в сечении рабочей частью размерами 4 × 2,5 × 5,5 м. Рабочая часть имеет щелевые стенки со степенью проникновения 18%. Максимальная скорость потока в рабочей части - 42 м/с, максимальная мощность привода – 660 кВт. На установке принудительных колебаний ОП-2 был установлен дренированный отсек крыла (рис. 1) совершающий гармонические колебания вокруг оси отстоящей на 0.25 хорды от носка крыла. С целью увеличенья эффективного удлинения отсека крыла, вблизи торцов отсека на расстоянии 5 мм установлены вертикальные неподвижные экраны, размер которых определялся условием обеспечения $\lambda_{эф}=5$. Эксперимент проводился в диапазоне чисел Рейнольдса $Re=1*10^6 \div 2*10^6$, чисел Струхаля $Sh=0.02 \div 0.2$. Крыло дренировано в 56 точках по одному сечению. Датчики давления MPXV5004G расположены внутри центральной секции крыла. Сбор информации обеспечивала интерфейсная плата многоканального ввода PCI-1747U фирмы Advantech. Положение профиля крыла во время колебаний контролировалось энкодером Rotery Encoder E40S8-100-3-2 фирмы Autonics, который был установлен на ось маховика привода.

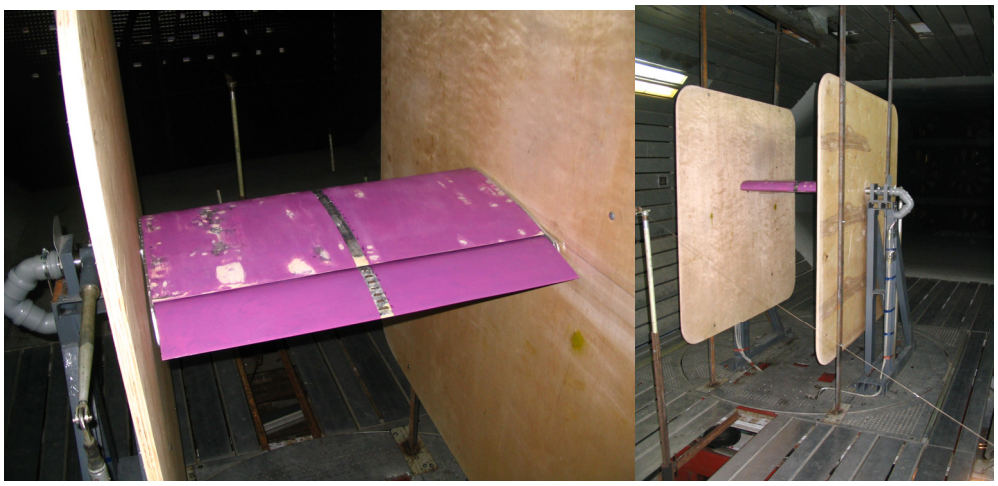


Рисунок 1 – Внешний вид экспериментальной установки

Экспериментальные данные непосредственно позволяют строить эпюры распределения коэффициента давления по поверхности модели. На рис. 2 показано изменение эпюры давления в зависимости от изменения угла атаки в колебательном движении и приведено сравнение с данными статического испытания. Наиболее заметно изменение коэффициента давления происходит на носовой части верхней поверхности профиля. Изменения в распределении коэффициента давления на спине профиля в на нижней поверхности менее

значительны, однако происходят на большей площади. Определить какая часть профиля делает больший вклад в нестационарные компоненты можно используя вторичную обработку эпюр приведенную на рис. 3.

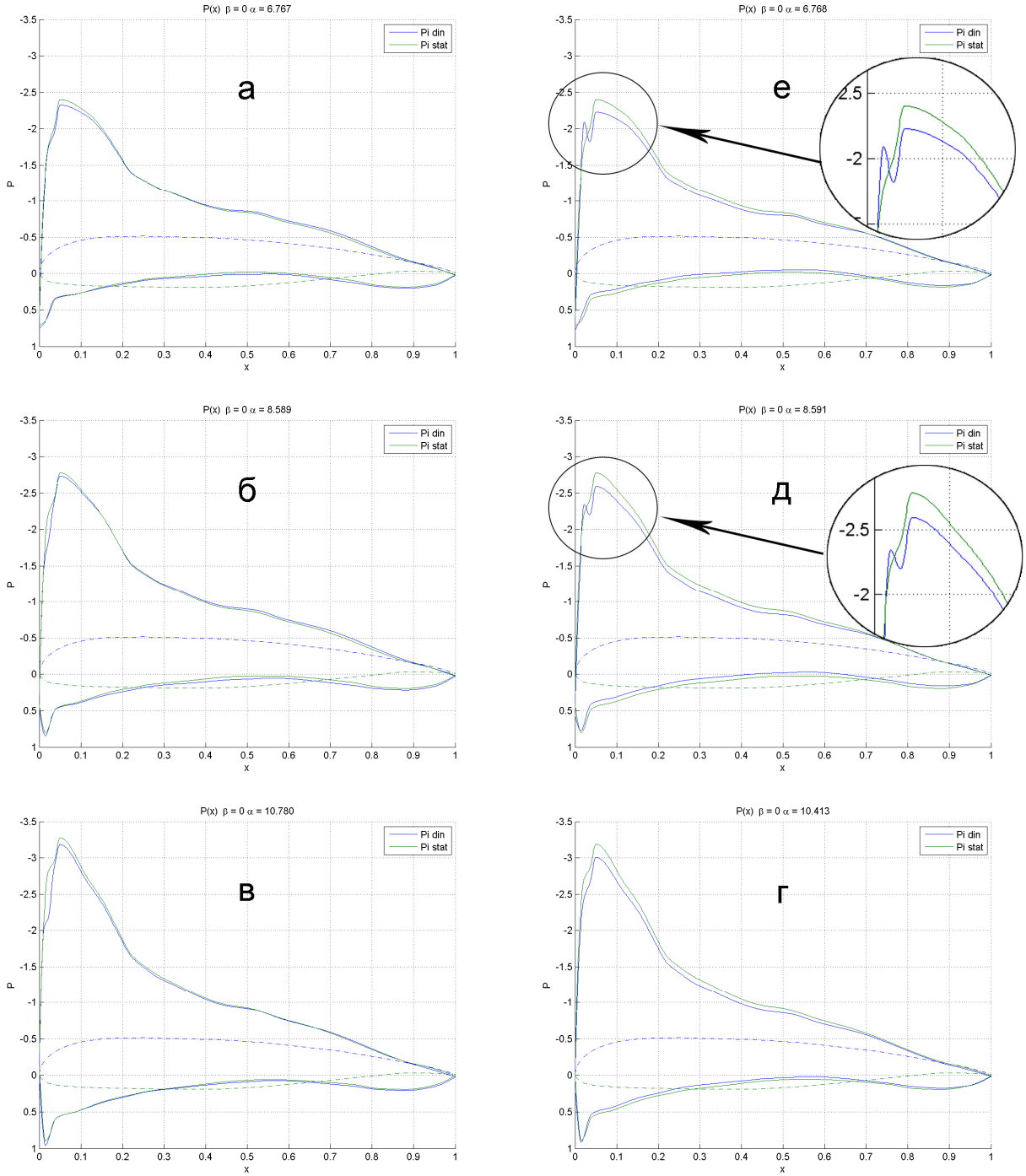


Рисунок 2– Хордовая диаграмма распределения коэффициента давления за один период колебаний. а – α=6.767 ^{o}, б – α=8.589 ^{o}, в – α=10.78 ^{o}, г – α=10.41 ^{o}, д – α=8.591 ^{o}, е – α=6.768^{o}.

Распределение давления зависит от фазы движения на увеличение угла атаки или на уменьшение. При уменьшении угла атаки на эпюре давления в носовой части верхней поверхности профиля появляется зубец (рис. 2), при увеличении же угла атаки он отсутствует при тех же значениях мгновенных углов атаки. Местное повышение давления свидетельствует о торможении потока в пограничном слое в этом месте и о возможном

образовании вихря при движении профиля на уменьшение угла атаки, который отрывается и сходит с профиля при его движении на увеличение угла атаки.

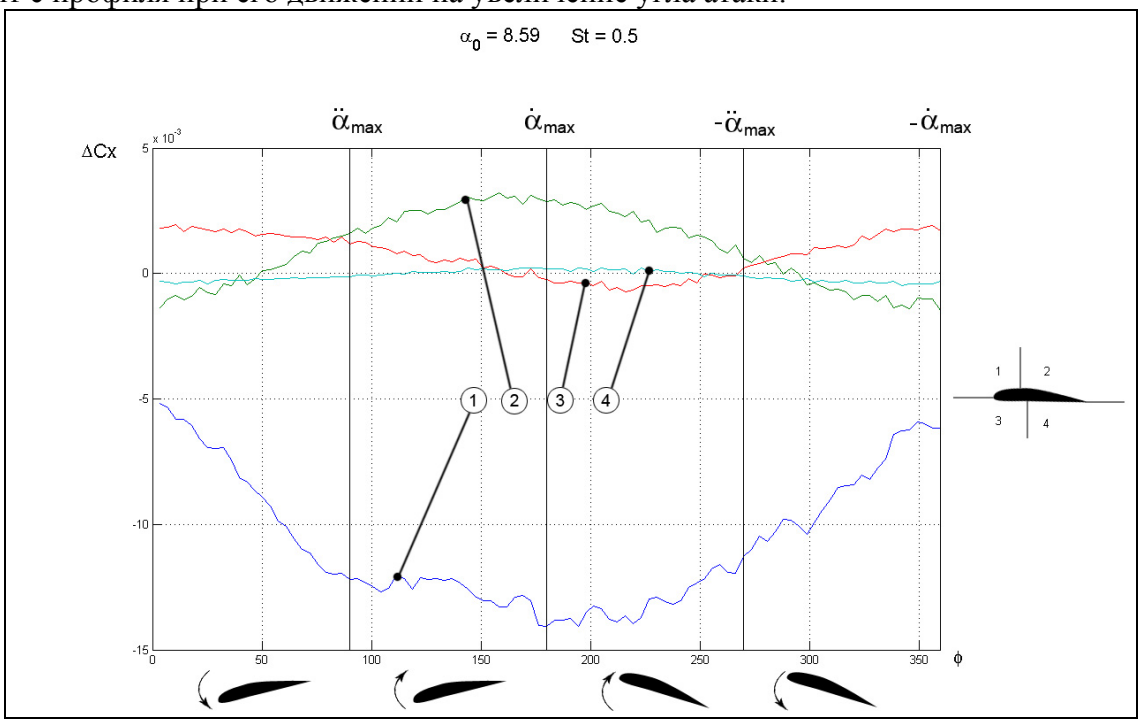


Рисунок 3 – Вклад частей профиля в нестационарные компоненты коэффициента сопротивления при колебательном движении. 1 – верхняя передняя четверть профиля, 2 – верхняя задняя четверть профиля, 3 – нижняя передняя четверть профиля, 4 – нижняя задняя четверть профиля.

При обработке результатов эксперимента, исходными данными являются мгновенные значения коэффициента давления $\bar{p}_i$ в дренажных отверстиях крыла. За время одного цикла измерения $\bar{p}_i$ фиксируются при 100 значениях фазы колебания. Мгновенные значения $\bar{p}_i$ усредняются по данным измерянным в 1000 циклах. Коэффициент аэродинамического сопротивления рассчитывается числовым интегрированием $\bar{p}_i$ по контуру профиля, используя выражение [1]:

$$Cx = \Sigma(\bar{p}_{iв}\, dy_в + \bar{p}_{iн} (-dy_н)),$$

где dy – проекция элементарной площадки dL на ось y (рис 4),

$p_{iн}$ – коэффициент давления на нижней поверхности,

$p_{iв}$ – коэффициент давления на верхней поверхности.

При этом, значения $\bar{p}_i$ между дренажными отверстиями и координаты профиля между определенными точками интерполируются кубическим сплайном, а числовое интегрирование проходит с шагом 0.001 от хорды. Все расчеты производились в среде MatLab. Результаты интегрирования приведены на рисунке 5.

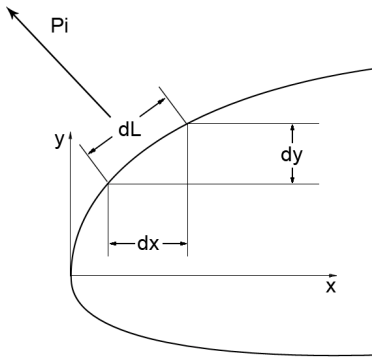


Рисунок 4 – К определению проекций коэффициента давления.

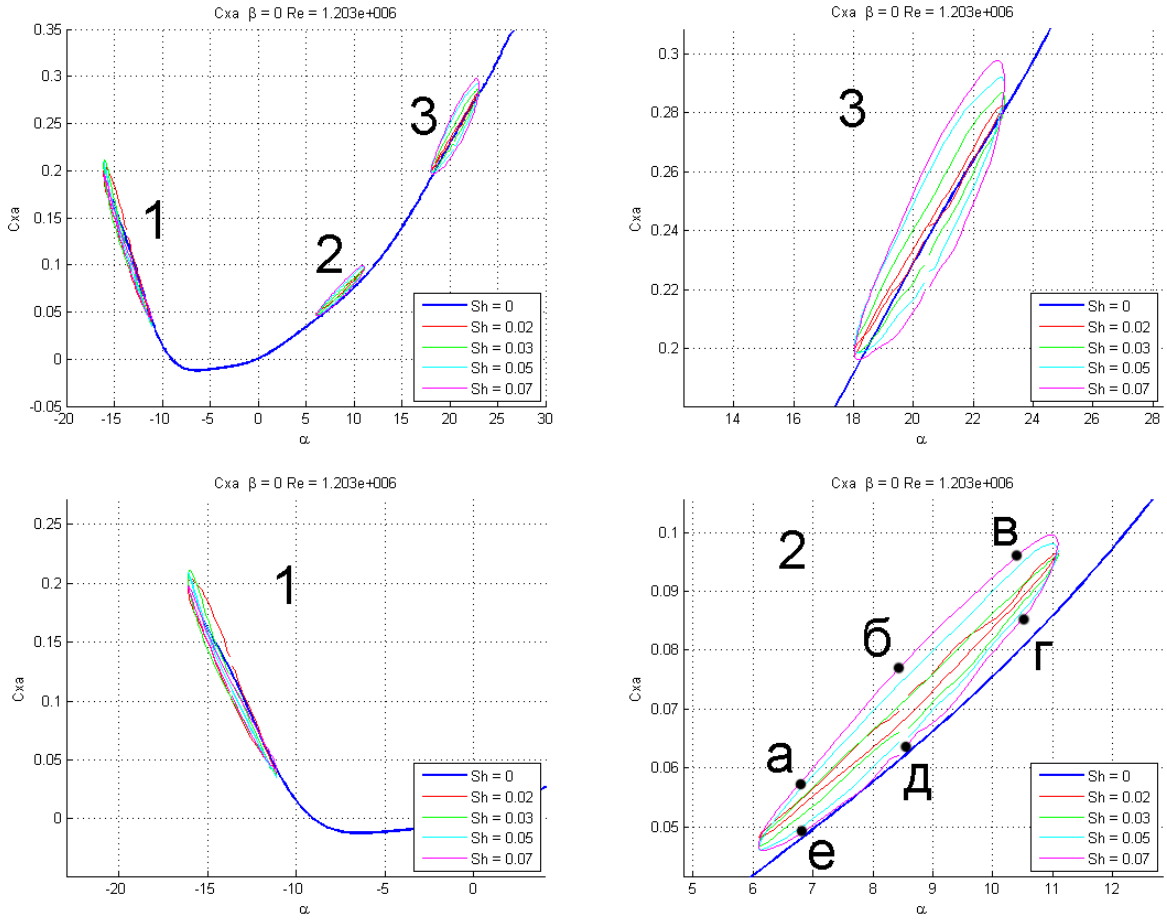


Рисунок 5 – Гистерезисные петли коэффициента сопротивления Cx на статической зависимости, появляющиеся при колебательном движении при разных числах Струхаля Sh.

1, 2, 3 – данные в районе углов атаки α=-13.6^o, α=8.5^o, α=20.53^o соответственно.

а, б, в, г, д, е – точки для которых приведено распределение давления на рис. 2.

Выводы

1. Аэродинамическое сопротивление существенно (до 15%) возрастает на летных углах атаки с увеличением частоты колебаний.
2. Существенное изменение давления на верхней поверхности передней четверти свидетельствует о значимости профилировки этой части крыла для снижения сопротивления.
3. Зубчатое изменение давления свидетельствует о присоединенном отрывном вихре на передней кромке.
4. Дальнейшее развитие исследований предусматривает анализ влияния концевого вихря на развитие сопротивления.

Список литературы

1. Розвиток методів нестаціонарної аеродинаміки з урахуванням зовнішніх впливів. Отчет НДР №231-ДБ05.

2. *Эрикссон А.Э.* Анализ возможности использования аэродинамических труб для исследования вязких нестационарных явлений. Аэрокосмическая техника. 1986. № 5, - С. 50-55.

3. *Айфичер Э., Джервис Б.* Цифровая обработка сигналов: практический подход, 2-е издание.:Пер. с англ.-М.:Издательский дом «Вильямс», 2004.-992с.

4. *Переверзев О.М., Пашинський Т.Е., Бондар О.В.* Модифікація аеродинамічних профілів для зменшення впливу нестаціонарності. Вісник НАУ.2008. №3, -С. 39-43.

УДК 623.735

О.Б. Леонтьєв, доктор технічних наук
(Науковий центр Повітряних Сил Харківський університет Повітряних Сил ім. І.М. Кожедуба, Україна),
О.М. Компанієць
(Харківський університет Повітряних Сил ім. І.М. Кожедуба, Україна)

МЕТОДИКА ОЦІНЮВАННЯ УЗАГАЛЬНЕНОГО ПОКАЗНИКА ЯКОСТІ АВІАЦІЙНИХ КОМПЛЕКСІВ ЗА ПРИЗНАЧЕННЯМ

Розроблена методика оцінювання узагальненого показника якості авіаційних комплексів за призначенням, що базується на комплексному застосуванні методу аналізу ієрархії та методу факторного аналізу.

Для чисельної оцінки якості авіаційного комплексу (АК) застосовують узагальнений показник якості Кя [1, 2], який чисельно представляє собою відношення потенційної ефективності зразка авіаційної техніки (АТ), що оцінюється, до ефективності еталонного зразка АТ. Традиційно оцінювання якісних показників АТ у кількісній формі здійснюється з використанням кваліметричних методів оцінювання, до складу яких можна віднести методи експертного оцінювання та методи, побудовані на основі факторного аналізу і математичної статистики. Однак застосування зазначених груп кваліметричних методів оцінювання не в повній мірі дозволяють здійснити адекватну оцінку значень коефіцієнтів якості нових та модернізуємих авіаційних комплексів, в свою чергу робить актуальним рішення наукової задачі по удосконаленню методики оцінювання узагальненого показника якості за призначенням, що і є метою даної роботи.

Удосконалення методики оцінювання узагальненого показника якості АК за призначенням полягає у комплексному застосуванню експертно-аналітичних процедур за методом аналізу ієрархії (MAI) та методу факторного аналізу для оцінювання показників якості АК з урахуванням тактико-техніних характеристик (ТТХ). Схематично проведення оцінювання узагальненого показника якості за призначенням представлено у вигляді наступної послідовності (рис.1):

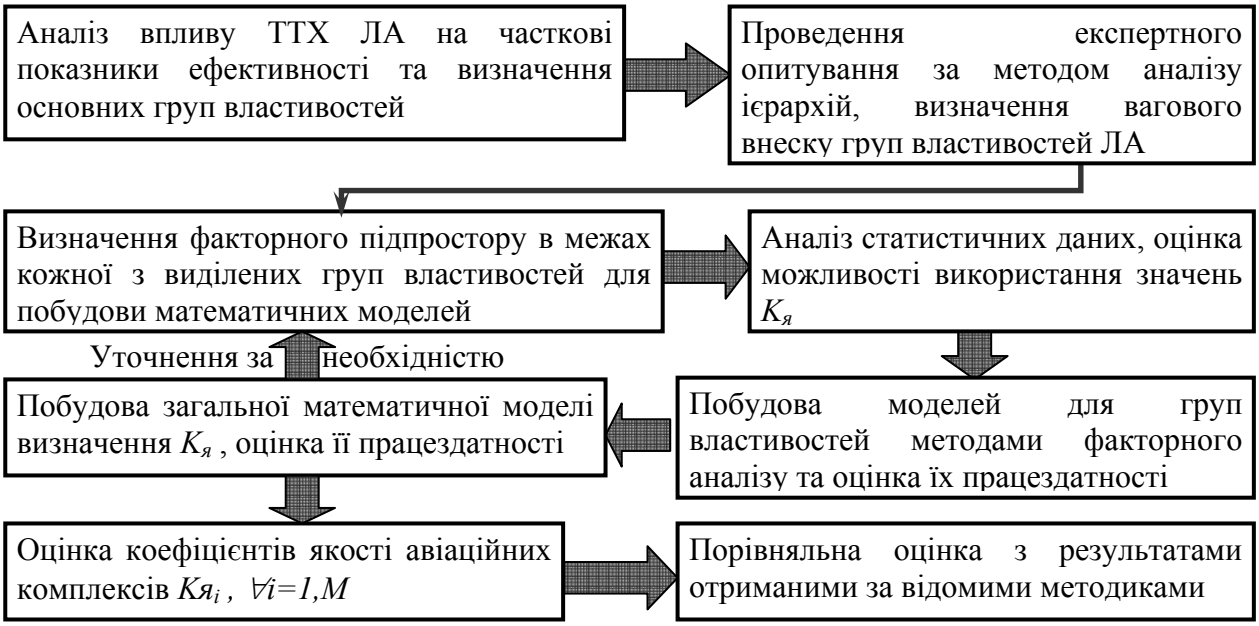


Рис. 1 Загальна схема методики оцінювання узагальненого показника якості авіаційних комплексів

На попередньому етапі оцінювання узагальненого показника якості авіаційних комплексів необхідно здійснити аналіз призначення та сукупності завдань, що покладаються АК. На підставі цього аналізу розглядається етапи виконання типового завдання, що покладені на АК, та визначаються основні групи властивостей, які описують його можливості, у відповідність яким виставляються складові коефіцієнту якості.

Після визначення властивостей, що описують потенціал зразка АТ, здійснюється експертна оцінка вагового вкладу основних груп властивостей АК за MAI, який описаний в роботі [3]. Проведення експертно-аналітичних процедур відповідно MAI дозволяє розрахувати локальні пріоритети з заданим рівнем точності визначених груп властивостей та оцінити погодженість групового судження експертів. При задовільній відповідності результатів за MAI, визначаємо загальний вигляд математичної моделі оцінювання коефіцієнта бойового потенціал у вигляді адитивної лінійної форми доданку всіх виділених груп властивостей АК при виконанні типового завдання за призначенням відповідно:

$$K_{я} = \sum_{i=1}^{n} K^{*}_{яi}, \tag{1}$$

$$K^{*}_{яi} = w_i K_{я}, \tag{2}$$

де $K^{*}_{яi}$ – виділена частина оцінки $K_{я}$ ЛА, що обумовлена внеском і-ї властивості;
w_i – ваговий внесок і-ї групи властивостей, при виконанні необхідної умови:

$$\sum_{i=1}^{n} w_i = 1, \; w_{i=1,n} \geq 0, \tag{3}$$

де n – кількість визначальних груп властивостей.

Наступним етапом є аналіз тактико-технічних характеристик на предмет їх впливу на ефективність виконання завдань з урахуванням умов застосування ЛА. За результатами цього аналізу із всієї сукупності ТТХ літака визначаються характеристики його властивостей, що є визначальними в межах відокремлених груп властивостей, відповідно до завдань за призначенням АК. В межах кожної із груп властивостей розглядаються та аналізуються існуючі зв'язки між кожною властивістю та характеристиками нижчого рівня, що забезпечують у конкретному конструктивному виконанні досягнення реалізованих характеристик властивостей. По результатах такого аналізу визначаються параметри АК (показники аеродинамічної компоновки, масові характеристики, характеристики силової установки, бортового обладнання, спеціалізованих комплексів тощо), які безпосередньо забезпечують реалізовані властивості сучасного АК та які можуть здійснити вплив на ці властивості. Далі оцінюється можливість згортання виявлених характеристик у відомі комплексні показники з метою як найбільше скоротити кількість визначаючих характеристик у факторному підпросторі для побудови математичної моделі коефіцієнтів якості. Останнє пов'язано з наявністю суттєво обмеженого статистичного матеріалу для отримання моделей з багатьма факторами та пасивним характером експериментів, за рахунок якого можливо отримати початкову інформацію. В результаті проведення вищеназваних заходів в межах кожної з складових коефіцієнту якості АК визначається факторний підпростір характеристик літака для побудови відповідної математичної моделі:

$$K^{*}_{яi} = f(x_{i1}, x_{i2}, ..., x_{im}), \tag{4}$$

де x_{im} –деякі характеристики з сукупності *M* характеристик ЛА у відповідності з порядковим номером складової коефіцієнту якості, що визначає групу властивості ЛА по виконанню завдання за призначенням.

Слід зауважити, що доцільно провести процедуру зменшення обсягу факторів у випадку, якщо ретельний аналіз зразка АТ дозволяє виявити залежність деяких показників визначаючих властивостей ЛА від одних й тих же технічних характеристик нижчого рівня. При зборі та аналізі статистичної інформації необхідно, щоб кількість реалізацій відомих ЛА, на базі яких буде будуватися модель, була не менш ніж на одиницю більшою від кількості факторів у складі моделі.

Розроблена часткова методика побудови математичних моделей по визначенню вигляду залежностей між внеском групи властивостей в Кя ($К^*_{яі}$) та відповідними ТТХ, схематично представлена на рис.2.

Рис. 2 Структурна схема методики побудови математичних моделей по визначенню залежностей $К^*_{я\,і}$ від визначаючих ТТХ відповідної групи властивостей

Наявний статистичний матеріал групується у базову вибірку, загальний обсяг якої є достатнім для побудови моделі, та у контрольну вибірку - для верифікації побудованого варіанту математичної моделі за відомими статистичними даними та оцінки її якості. В контрольній вибірці обов'язково повинні бути присутніми реалізації літаків, що не увійшли до складу базової вибірки. Паралельно з формуванням вибірок, визначаються варіанти вигляду форм моделей, які будуть розглядатися в якості претендентів на остаточний вид залежності між оцінкою внеску в коефіцієнт якості *i*-ої групи властивості та визначаючими ТТХ. При цьому необхідно звернути увагу на існуючі та обумовлені досвідом побудови математичних моделей, рекомендації щодо вибору вигляду моделі з безлічі можливих варіантів відносно простих їх форм: лінійної, скороченої квадратичної, повної квадратичною та мультиплікативної.

З обраних форм первинного вигляду моделі для згрупованого у базову вибірку статистичного матеріалу складається система нормальних рівнянь, розв'язок якої визначить невідомі коефіцієнти моделі. При цьому, якщо за початковий вигляд обрано вирази з включенням членів, що вносять нелінійність у модель, то перед складанням системи нормальних рівнянь необхідно провести приведення факторів у обраній формі моделі до відповідного вигляду, що дозволяє використовувати процедуру методу найменших квадратів та коректно складати таку систему.

Послідовною ітераційною процедурою по кожному вигляду загальних форм математичних моделей обчислюється значення невідомих коефіцієнтів. Отримані попередні варіанти моделей перевіряються на узгодженість статистичним даним базової та контрольних вибірок за системою критеріїв:

- середнім квадратичним відхиленням, що визначається виразом:

$$\xi_\varepsilon^2 = N^{-1}\sum_{j=1}^{N}(K_{j\,реал} - K_{j\,розр})^2, \qquad (5)$$

де $K_{jреал}$, $K_{jрозр}$ - відповідно коефіцієнти якості у виконанні завдання за призначенням відомої *j*-ої реалізації у контрольній вибірці обсягом *N* та розраховані для даної реалізації по отриманій моделі;

- абсолютним середнім відхиленням на інтервалі інтерполяції:

$$E = (\xi_{\varepsilon}^{2})^{0,5}. \quad (6)$$

- максимальною відносною помилкою розрахунків на інтервалі інтерполяції:

$$\delta_{max} = K^{-1}{}_{j_{реал}} [\max_{j=1,N}(K_{j_{реал}} - K_{j_{роз}})]. \quad (7)$$

Після оцінки якісних показників отриманих моделей визначається форма і загальний вигляд математичної моделі для кожної складової груп властивостей, за ознакою:

$$E = \min_{g=1,G}(E_g), \quad (8)$$

$$\delta_{max} = \min_{g=1,G}(\delta_{max_g}), \quad (9)$$

де *g*- номер варіанту математичної моделі із загальної чисельності *G* отриманих при визначеній кількості факторів. На підставі критеріїв (6-7) здійснюється висновок про адекватність отриманої моделі.

З всієї сукупності варіантів моделі, що отримані при незмінному її вигляді, визначаються ті, що відповідають найкращим значенням показників якості (5-7) за критеріями (8-9). Для отриманого в такий спосіб вигляду моделі, процедура поступового скорочення базової вибірки на основі аналізу залишкових елементів, яка описана в [2], не потребується, оскільки відшуковується найкращий варіант моделі з постійною чисельністю факторів.

Для остаточного визначення вигляду математичної моделі оцінок внесків в коефіцієнт якості АК за призначенням проводиться аналіз показників узгодженості та якості отриманих варіантів, на підставі якого з них усіх за критеріями виду (8-9), визначається найкращий та здійснюється висновок щодо адекватності і працездатності побудованої моделі, або необхідності пошуку нових форм її вигляду, якщо якість моделі не задовольняє вимогам до її точності. Для перевірки адекватності розробленої моделі слід провести оцінку показників якості ЛА, що не увійшли до складу базової вибірки, значення ТТХ яких знаходяться в межах інтервалу ТТХ для якого будувалась модель. При наявності побудованої залежності узагальнених показників якості від визначаючих ТТХ, шляхом проведення розрахунків здійснюється оцінка коефіцієнту якості нового або модернізованого АК у одиницях вимірювання, для яких було побудовано дану математичну модель. Кінцевим етапом побудови математичної моделі є порівняльна оцінка математичної моделі за розробленим методичним підходом з моделями реалізованими у практиці за ознакою (6-7).

Висновки:

Розроблена методика оцінювання узагальненого показника якості АК за призначенням, що базується на комплексному використанні МАІ та методу факторного аналізу, дозволяє з заданим рівнем точності розрахувати Кя нових або модернізованих зразків АТ. Застосування удосконаленої методики оцінювання коефіцієнта якості розширює факторні підпростори в межах кожної з груп властивостей, яка дає змогу більш повно описати функціональну залежність між узагальненим показником якості і визначаючими ТТХ, та підвищити точність моделей.

Список літератури:

1. *Леонтьев О.Б.* Методика оцінки бойового потенціалу ударних авіаційних комплексів при вирішенні ним вогневих задач / О.Б.Леонтьєв, О.М.Компанієць, В.В.Шмаков // Збірник наукових праць Харківського університету Повітряних Сил. – 2008. -№2(17). – С 20-23.

2. *Леонтьєв О.Б.* Побудова математичної моделі показників бойової ефективності вертольоту армійської авіації при вирішенні ним десантних задач / О.Б.Леонтьєв, Ю.І.Миргород, М.М.Момот // Збірник наукових праць об'єднаного наукового-дослідного інституту збройних сил. – 2007. - №1(6). – С.14-21.

3. *Саати Т.* Принятие решений при зависимостях и обратных связях: Аналитические сети / Саати Т. – М.: Изд-во ЛКИ, 2008. – 360 с.

УДК 629.7.002; 623.624.9

Е.А. Украинец, кандидат технических наук
(Харьковский университет Воздушных Сил имени Ивана Кожедуба, Украина)

ФОРМИРОВАНИЕ ОБЛИКА АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ КОМПОНОВОК С РАЦИОНАЛЬНЫМ СОЧЕТАНИЕМ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК И ХАРАКТЕРИСТИК ЗАМЕТНОСТИ

Наличие концептуальных ограничений по уровню заметности обуславливает необходимость разработки специальных показателей для оценки влияния принимаемых компоновочных решений, построения многомерной области вариантов рациональных соотношений аэродинамических характеристик и характеристик заметности ЛА в радиолокационном, инфракрасном, оптическом и акустическом диапазонах спектра электромагнитных волн.

При многовариантных проработках аэродинамических компоновок возникает противоречие между необходимостью удовлетворения заданным тактико-техническим характеристикам и необходимостью максимально возможного снижения уровня заметности: радиолокационной, инфракрасной, оптической и акустической. Известны примеры успешного решения радикально поставленной задачи по снижению заметности – самолеты F-117A, B-2A, что связано, однако, с существенным ухудшением аэродинамических характеристик (F-117A), нежелательными особенностями характеристик устойчивости и управляемости (F-117A, B-2A), утратой возможности совершения сверхзвукового полета, ухудшением эксплуатационных характеристик. В боевых самолетах следующего поколения (F-22A) требование снижения заметности ставится не так радикально, однако наряду с требованием сверхзвуковой крейсерской скорости, фазированной антенной решетки бортовой РЛС, элементов «сверхманевренности», является приоритетным, определяющим облик самолета, внутреннее размещение вооружения и топлива, ряд мероприятий по улучшению характеристик заметности, снижающих, как правило, летно-технические характеристики. Требование снижения заметности предъявляется и к самолетам военно-транспортной авиации. Так, Европейские штабные требования к самолетам военно-транспортной авиации в пункте 1.1.26 гласят: «Промышленность должна предоставить информацию на стадии, предшествующей разработке, любых подходящих и эффективных с точки зрения затрат мер для снижения демаскирующих признаков по шуму, видимости, инфракрасной и радиолокационной заметности». Поэтому создание и совершенствование научно-методического аппарата системных исследований аэродинамических характеристик и характеристик заметности аэродинамических компоновок является актуальной научно-технической задачей.

Известно, что начальная стадия синтеза ЛА на основе аэродинамической компоновки с рациональным сочетанием аэродинамических характеристик и характеристик заметности условно разделяется на 6 взаимосвязанных задач:

− определение цели синтезируемого ЛА, выбор альтернатив;
− описание ЛА (модель построения ЛА);
− описание физических полей (модель внешней среды);
− описание операций (логическая операционная модель);
− описание задачи (декомпозиция задачи);
− постановка решаемой задачи.

К числу наиболее сложных задач относятся качественный и количественный анализ целей, поставленных перед ЛА, разработать модели взаимодействия ЛА с внешней средой и модель построения собственно ЛА. Определение цели является практически неформализуемым полностью процессом, который требует проявления интуиции и творчества, выполнения качественного и количественного анализа возможных целей, корректировки, уточнения или изменения целей в процессе исследования. Следует

подчеркнуть, что боевая задача ЛА синтезируется в теории боевых систем с учетом технического уровня вооружения и военной техники (ВВТ). Взаимное влияние теории боевых систем и технического уровня вооружения и военной техники заключается, с одной стороны, в формировании на основании теории боевых систем тактико-технических требований к объекту ВВТ, с другой стороны, технический уровень ВВТ формирует возможности построения операций различных уровней. Свойство малой заметности ЛА позволяет обогатить теорию боевых систем, поставить и решить новые, недостижимые ранее боевые задачи. Однако требование малой заметности представляет собой группу ограничений, носящих концептуальный характер и оказывающих приоритетной влияние на формирование облика самолета. Наличие новых концептуальных ограничений требует разработки оригинальных методов синтеза самолета с рациональным сочетанием аэродинамических и демаскирующих характеристик [1]. Кроме того, внедрение в проектные работы приемов автоматизированного проектирования, наряду с увеличением возможностей исследования, зачастую приводит к утрате понимания физических законов, определяющих выбор различных решений [2], что также делает актуальной задачу синтеза ЛА.

В соответствии с [1] под математической моделью формирования облика ЛА будем понимать формальные связи, непосредственно описывающие множество допустимых параметров X_y, и алгоритм определения вектора, удовлетворяющего этим связям $x \in X_y$. Решение проблемы математического моделирования облика ЛА необходимо для всех задач оптимизации облика. В обобщенном виде математическая задача отыскания рациональных значений параметров геометрического облика самолета ставится как задача многокритериальной дискретной оптимизации. Ее в общем виде можно сформулировать так: определить вектор конструктивных параметров $X^* \in X_{доп}$, где $X_{доп}$ – множество допустимых вариантов проектно-конструкторских решений. Вектор конструктивных параметров X^* состоит из элементов, которым соответствует минимальное значение целевой функции $F(x,u)$, связывающей параметры и характеристики альтернативы на множестве ограничений U:

$$X^* = Argmin \underset{\substack{x \in X \\ u \in U}}{F}(x,u),$$

где $X = X(x_i)$ – вектор параметров альтернативы,

$U = U(u_i)$ – вектор ограничений.

Известно, что многокритериальные задачи оптимизации не имеют математического решения, а каждому критерию (определенному показателю) соответствует своя наилучшая альтернатива компоновочного решения. Рациональной альтернативой будет та, которая даст рациональное соотношение между значениями критериев. И если показатели эффективности, аэродинамические, летно-технические показатели ЛА достаточно хорошо известны, являются адекватной основой рекомендаций по выбору альтернатив, то показатели заметности ЛА представлены недостаточно полно и их разработка является актуальной научной задачей.

Обнаружение летательных аппаратов в полете осуществляется путем приема специальными техническими средствами отраженной и излучаемой ЛА энергии во всех диапазонах спектра электромагнитных волн [3]. Наиболее широко для поиска, обнаружения и сопровождения ЛА и наведения на них средств поражения используются устройства, работающие в радиолокационном, инфракрасном, видимом и акустическом диапазонах волн, а в качестве показателей заметности принимаются эффективная поверхность рассеяния σ (ЭПР), сила инфракрасного излучения J, яркостный контраст на фоне B и максимальный уровень шума L_A соответственно. Расчет и точное определение значений этих показателей представляет собой отдельную сложнейшую задачу, для решения которой разработаны экспериментальные [4] и теоретические методы [5, 6]. Использование специальных полигонов для экспериментальных исследований требует больших материальных и календарных затрат. Так, полигон RAMS, расположенный на дне высохшего озера на

авиабазе ВВС США Холлоумен (штат Нью-Мексико), предназначенный для электромагнитных исследований, включая измерение ЭПР объектов, состоит из 10 антенн РЛС, главной рабочей части с искусственным покрытием длиной ~2715 м, вспомогательных установок, метеорологической башни, механизмов поворота вышки, вращающейся платформы для ориентации объектов, дифракционной решетки [7].

Экспериментальное измерение инфракрасного излучения также представляет собой нетривиальную задачу. В ВВС США для оценки этого вида заметности применяются бортовые системы BASES с поисковым устройством с наведением по лучу, SAIMS для измерения инфракрасного излучения при полете со сверхзвуковой скоростью, модифицированные варианты этих систем, система ASIMS для измерения спектрального состава инфракрасного излучения [8]. Методы измерений шума, обработки результатов измерений и приведения их к исходным стандартным условиям объемны и трудоемки, стоимость проведения испытаний также высока [9].

Однако на начальном этапе синтеза аэродинамической компоновки непосредственное использование качестве показателей заметности эффективной поверхности рассеяния σ, силы инфракрасного излучения J и максимального уровня шума L_A затруднено, поэтому для решения проблемы оценки влияния принимаемых компоновочных решений на уровень радиолокационной заметности в [10] разработаны показатель радиолокационной заметности Z и маневренно-скоростной показатель M_n для оценки уровня летно-технических характеристик. Разработанный показатель радиолокационной заметности входит в виде инварианты в применяемую оценку осредненной по азимуту эффективной поверхности рассеяния самолета:

$$\sigma = \frac{\pi}{8}\frac{Z S_{кр}^{-1,5}\gamma_v}{K_c}, \qquad (1)$$

где Z – показатель радиолокационной заметности;

$S_{кр}$ – площадь крыла;

γ_v – относительный объем металлических конструкций в объеме, определенном размерами самолета;

K_c – показатель качества мероприятий по снижению радиолокационной заметности самолета. K_c характеризует полноту выполнения принципов конструирования самолета с предельно малыми квазиоптическими эффективными площадями и его величина зависит от введенных в [11] квалификационных признаков заметности. Необходимость введения квалификационных признаков заметности обусловлена характером изменения боевых действий в связи с массовым поступлением на вооружение высокоточного оружия и применением технологии уменьшения заметности, а известные классификации не в полной мере отражали это изменение.

В [12] разработан показатель инфракрасной заметности боевых ЛА Z_j, показана взаимная связь показателей радиолокационной и инфракрасной заметности, вербальное требование снижения радиолокационной и инфракрасной составляющих заметности выражено формально через показатели заметности. Показано существование противоречие между необходимостью уменьшения степени двухконтурности двигателей для обеспечения сверхзвукового крейсерского полета при увеличенном из-за внутреннего размещения вооружения и переразмеренного крыла сопротивлении малозаметного самолета, и необходимостью увеличения степени двухконтурности двигателей, как эффективного средства снижения инфракрасной заметности. Поскольку использование форсажного режима двигателей непропорционально увеличивает инфракрасную заметность самолета, делается вывод о необходимости ограничения его использования режимами взлета и ведения маневренного воздушного боя.

С помощью разработанных показателей оценен ряд боевых самолетов, показано преимущество по заметности аэродинамических схем «летающее крыло», «бесхвостка»

перед нормальной аэродинамической схемой. Сделан вывод о том, что серийные истребители второго, третьего и четвертого поколений находятся за пределами области рациональных значениями показателей заметности.

В основе модели самолета лежат методы весового и аэродинамического расчета, прочностных расчетов и расчетов устойчивости и управляемости, определения высотно-скоростных и дроссельных характеристик двигателя. Поскольку АХ и характеристики заметности «неклассических» аэродинамических компоновок изучены недостаточно полно, то известные модели требуют своего совершенствования, а разработка экспериментально-численных методик определения АХ и характеристик заметности аэродинамических компоновок является актуальной научно-практической задачей.

Выводы

Требование максимально возможного снижения радиолокационной, инфракрасной, оптической и акустической заметности представляет собой группу ограничений, носящих концептуальный характер и оказывающих приоритетной влияние на формирование облика самолета. Наличие новых концептуальных ограничений актуализирует разработку методов синтеза самолета с рациональным сочетанием аэродинамических характеристик и характеристик заметности. Для оценки влияния принимаемых компоновочных решений на начальном этапе синтеза аэродинамической компоновки на уровень радиолокационной и инфракрасной заметности разработаны соответствующие показатели, выражена формально их связь. С помощью разработанных показателей строится многомерная область вариантов соотношений аэродинамических характеристик и характеристик заметности ЛА в радиолокационном, инфракрасном, оптическом и акустическом диапазонах спектра электромагнитных волн.

Список литературы

1. *Куприков М.Ю.* Структурно-параметрический синтез геометрического облика самолета при "жестких" ограничениях: [учебное пособие] / *М.Ю. Куприков.* – М.: МАИ, 2003. – 64 с.

2. *Андреев Ю.В.* Особенности проектирования и перспективы развития маневренных самолетов: [учебное пособие] / *Ю.В. Андреев.* – М.: МАИ, 1999. – 68 с.

3.*Гусейнов А.Б.* Показатели заметности летательных аппаратов и способы их снижения: [учебное пособие] / *А.Б. Гусейнов, И.Е. Перков.* – М.: МАИ, 2005. – 95 с.

4. Способы оценки радиолокационной и ИК заметности самолетов // Техническая информация ЦАГИ. – 1988. – № 11(1585). – С.1-9.

5. Радиоэлектронные системы: основы построения и теория. Справочник / [*Я.Д. Ширман, Ю.И. Лосев, Н.Н. Минервин и др.]*; под ред. *Я.Д. Ширмана.* – М.: ЗАО «Маквис», 1998. – 828 с.

6. *Сухаревский О.И.* Вторичное излучение аэродинамических объектов, изготовленных по технологии «Стелс» / *О.И. Сухаревский, В.А. Василец, С.А. Горелышев* // Наука и оборона. – Киев, 1994. – Вып. 3. – С. 99.-104.

7. *Garretson H.C.* Radar cross section testing / *H.C. Garretson* // AIAA Paper N 86-1770.

8. *Kullen W.G.* Airborne infrared measurement systems and techniques. / *W.G. Kullen, M.E. Steblin* // AIAA Paper N 86-9814.

9. *Квитка В.Е..* Нормирование и снижение шума самолетов и вертолетов / *В.Е. Квитка, Б.Н. Мельников, В.И. Токарев.* – К.: Вища школа, 1980. – 208 с.

10. *Анипко О.Б.* Показатель радиолокационной заметности для оценки влияния принимаемых конструктивно-компоновочных решений на радиолокационную заметность / *О.Б. Анипко, Е.А. Украинец* // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов. – Харьков: НАКУ «ХАИ», 2008. – № 1(52). – С.7-14.

11. *Украинец Е.А.* Классификация летательных аппаратов боевой и транспортной авиации с учетом радиолокационной заметности для концептуальных проработок летно-технических характеритик на ранних стадиях проектирования / *Е.А. Украинец* // Інтегровані технології та енергозбереження. – Харьков: НТУ «ХПІ», 2008. – № 3. – С.114-119.

12. *Анипко О.Б.* Показатель инфракрасной заметности боевых летательных аппаратов для оценки влияния конструктивно-компоновочных решений на заметность / *О.Б. Анипко, Е.А. Украинец* // Інтегровані технології та енергозбереження. – Харьков: НТУ «ХПІ», 2009. – № 2. – С.100-103.

УДК 533.602

С.А. Калкаманов, доктор технических наук,
Р.Н. Чигрин
(Харьковский университет Воздушных Сил имени Ивана Кожедуба, Украина)

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ДИСКООБРАЗНОГО КРЫЛА С КОНЦЕВЫМИ АЭРОДИНАМИЧЕСКИМИ ПОВЕРХНОСТЯМИ

Приведены результаты исследований физической картины обтекания и аэродинамических характеристик дискообразного крыла с концевыми аэродинамическими поверхностями в широком диапазоне изменения улов атаки. Предложена аэродинамическая компоновка дискообразного крыла с концевыми аэродинамическими поверхностями, обеспечившая значение аэродинамического качества 8,2 единицы.

Проблема создания ЛА с дискообразным крылом (ДК) интересовала авиационных конструкторов еще в начале XX века. Однако низкое аэродинамическое качество ДК было одним из главных препятствий на пути создания таких ЛА. Одним из направлений повышения аэродинамического качества ДК является использование концевых аэродинамических поверхностей (КАП). В работе [1] КАП применены на ЛА схеме «летающее крыло», по форме в плане близкое к параболическому крылу. Исследования по выбору рациональных геометрических параметров КАП для дискообразного крыла практически отсутствуют, проведение таких исследований является актуальной научной задачей.

Идея использования КАП для увеличения эффективного удлинения дискообразного крыла и таким образом уменьшения индуктивного сопротивления известна давно. Но отдельные попытки использовать КАП с большой относительной площадью $\overline{S}_{КАП} > 10…20\%$ от площади крыла $S_{кр}$ не дали ожидаемых результатов, поскольку сопротивление, которое они создавали, было больше, чем снижение индуктивного сопротивления.

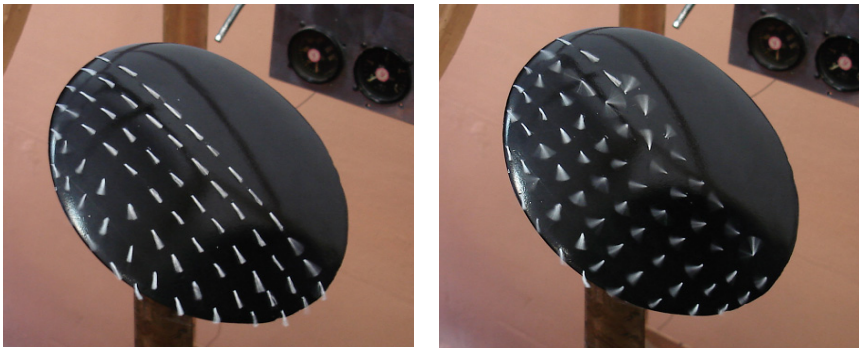
В последнее время значительно повысились значения коэффициента подъемной силы на крейсерских режимах полета (до Су =0.5…0.6 и выше). В данном случае значительно повышается и индуктивное сопротивление, поэтому использование КАП является целесообразным. В данной работе приведены результаты исследования аэродинамических характеристик дискообразного крыла с КАП.

Широко распространённые расчётные методы аэродинамики, базирующиеся, главным образом, на теории потенциальных течений идеальной жидкости (метод дискретных вихрей, панельные методы) [2,3], не позволяют в полной мере выявить и учесть эффекты, связанные с вязкостью среды обтекания. Поэтому основными методами решения проблем, связанных с обтеканием аэродинамических компоновок сложных пространственных форм, являются экспериментальные и полуэмпирические методы. В большей степени это относится к летательным аппаратам нетрадиционных аэродинамических схем, которые отличаются нестандартными несущими поверхностями и для которых отсутствуют систематические экспериментальные исследования. Одной из таких схем является компоновка ДК с концевыми аэродинамическими поверхностями.

Формирование интегральных и распределенных аэродинамических нагрузок ДК при больших углах атаки обладает рядом существенных особенностей, отражающих сильное влияние вихревой пелены на протекание зависимостей аэродинамических характеристик от угла атаки. Для понимания природы этих особенностей, корректной трактовки результатов и обоснования подходов и построения математических моделей расчета аэродинамических характеристик ДК, применимых для их описания в широком диапазоне углов атаки, необходимо изучение физической картины обтекания ДК с КАП. С этой целью, в аэродинамической трубе малых дозвуковых скоростей Харьковского университета Воздушных Сил, были проведены исследования спектра обтекания, а также картины течения

за задней кромкой дискообразного крыла с КАП в широком диапазоне изменения угла атаки ($\alpha = -5^{\circ}\ldots45^{\circ}$).

Результаты этих исследований показали, что воздушный поток обтекает поверхность дискообразного крыла без отрыва и без интенсивных концевых перетеканий до углов атаки порядка 20˚. Дальнейшее увеличение угла атаки приводит к интенсивному образованию мощных вихревых жгутов за счет схода пелены с боковых кромок крыла. Линия схода вихревой пелены начинает постепенно захватывать переднюю кромку крыла, однако срыва потока с верхней поверхности ДК не наблюдается (рис. 1а). При достижении угла атаки $\alpha=40^{\circ}$ наблюдается резкий интенсивный отрыв потока с верхней поверхности исследуемого крыла (рис. 1б).



а) *б)*

Рис.1. Спектр обтекания ДК
а) при $\alpha=35^{o}$; б) при $\alpha=40^{o}$

При визуализации обтекания дискообразного крыла с концевыми аэродинамическими поверхностями выявлен сход вихревых жгутов с мест сочленения концевых аэродинамических поверхностей с ДК и с кромок КАП. Вихревой жгут, сходящий с места сочленения КАП с контуром ДК, имеет малую интенсивность до углов атаки порядка 20° (рис. 2а) и существует отдельно от вихря, сходящего с боковой кромки КАП. Необходимо отметить, что указанные выше вихревые жгуты имеют одинаковое направление. При увеличении угла атаки $\alpha>20°$ наблюдается сход мощного вихревого жгута с мест сочленения КАП с контуром ДК который поглощает вихрь, сходящий с боковой кромки КАП. Эти вихревые жгуты распространяются по задней кромке к линии симметрии крыла (рис. 2б). Отрыв потока на данном крыле наступает раньше ($\alpha=35°$), чем на изолированном ДК и проявляются не так интенсивно (рис. 2в).

а) б) в)

Рис.2. Спектр обтекание ДК с КАП
а) при $\alpha=20^{o}$; б) при $\alpha=35^{o}$; в) при $\alpha=40^{o}$

Возникший трёхмерный отрыв пограничного слоя приводит к образованию вихревых жгутов, что, в свою очередь, создаёт дополнительный прирост подъемной силы на больших углах атаки. Результаты экспериментальных исследований показали, что:

−отрыв потока у ДК с КАП наступает раньше и не так интенсивно как у изолированного ДК, что не приводит к резкому падению подъемной силы на данной компоновке в отличии от изолированного ДК;

−затягивание отрыва потока до больших углов атаки на ДК с КАП позволяет утверждать о возможности применения расчетных методов, основанных на теории потенциального течения идеальной жидкости, для математического моделирования обтекания ДК с КАП в широком диапазоне изменения углов атаки.

С помощью численного метода возмущенных потенциалов было проведено исследование обтекания ДК потоком идеальной несжимаемой жидкости. В качестве варьируемых геометрических параметров комбинации «ДК + КАП» были выбраны (рис. 3):

−стреловидность по средней линии КАП ($\chi_{КАП}$);

−расстояние от передней точки крыла до точки пересечения средней линии КАП с контуром крыла ($\overline{X}_{КАП}$).

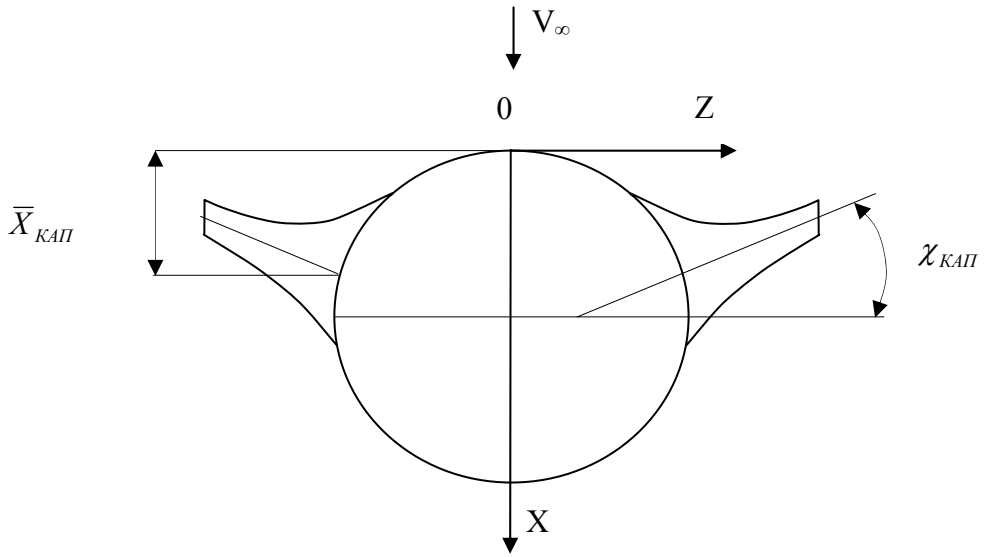


Рис.3. Система координат и варьируемые геометрические параметры комбинации «ДК + КАП»

В ходе проведенных исследований было установлено, что аэродинамическая компоновка дискообразного крыла с концевыми аэродинамическими поверхностями обратной стреловидности обладает преимуществом в сравнении с аэродинамическими компоновками других схем [4]. Исходя из этого, в дальнейшем были проведены исследования влияния угла стреловидности и местоположения КАП обратной стреловидности на аэродинамические характеристики дискообразного крыла, результаты этих исследований представлены на рисунках 4 и 5.

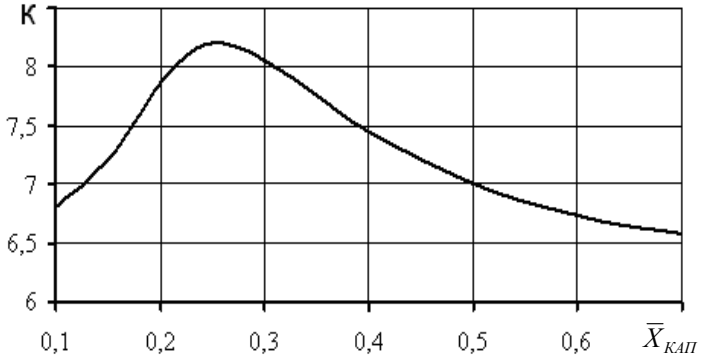


Рис.4. Зависимость аэродинамического качества К от положения продольной оси КАП при α =10º

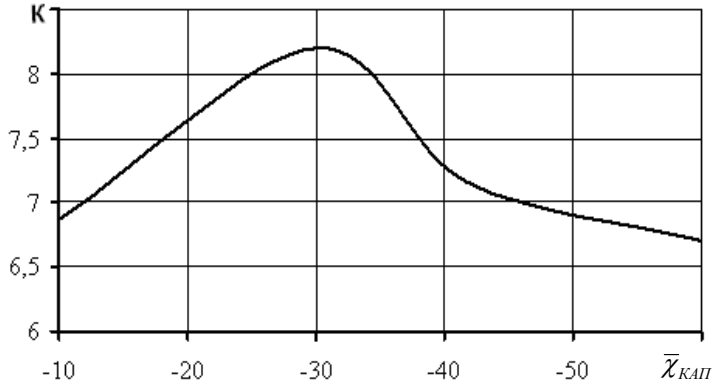


Рис.5. Зависимость аэродинамического качества К от угла стреловидности КАП $\chi_{КАП}$ при α =10º

Выводы

Таким образом, в ходе проведенных исследований установлено, что концевые аэродинамические поверхности позволяют повысить аэродинамическое качество летательного аппарата с ДК до K_{max}=8,2 Наиболее рациональной компоновкой ЛА с ДК является аэродинамическая компоновка с КАП, имеющими обратную стреловидность и расположенными в передней части крыла ($\chi_{КАП} = -30°$; $\overline{X}_{КАП} = 0{,}25$).

Список литературы:

1. *Лемко О. Л.* Экспериментальное исследование аэродинамических характеристик модели «летающего крыла» малого удлинения с концевыми аэродинамическими поверхностями на малых скоростях // Сб. докладов IV МНТК.. – К.: НТУУ. - 2003. – Часть II. – С. 134 - 147.

2. *Колобков А.Н., Сорокин Ю.С., Сафронов В.Д.* Панельные методы в дозвуковой аэродинамике летательных аппаратов. М.: МАИ, 1993. – 88 с.

3. *Бреббия К., Теллес Ж., Вроубел Л.* Метод граничных элементов. - М.: Мир, 1987.- 524 с.

4. *Трупкин В.В., Чигрин Р.М.* Результаты исследования по повышению аэродинамического качества дискообразного крыла. Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: Сборник научных трудов ХАИ – Харьков: ХАИ, 2005. – Выпуск 26. – С.52-57.

УДК 533.6.05

В.В. Газаев, кандидат технических наук
Е.В. Спиркин, И.И. Шабрат
(Харьковский университет Воздушных Сил имени Ивана Кожедуба, Украина)

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ «НЕКЛАССИЧЕСКИХ» КОМПОНОВОК БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Для определения аэродинамических характеристик сложных пространственных компоновок беспилотных летательных аппаратов разработана экспериментально-численная методика, экспериментальная часть которой основана на использовании атмосферной дозвуковой аэродинамической трубы, численная часть базируется на подходах методов дискретных особенностей: метода возмущенных потенциалов и метода дискретных вихрей.

Для определения аэродинамических характеристик (АХ) сложных пространственных аэродинамических компоновок применяются теоретические, численные, экспериментальные и полуэмпирические методы аэродинамики. В тоже время, интенсивное развитие беспилотной авиации, расширение круга задач, решаемых беспилотными летательными аппаратами (БЛА) обуславливают появление «неклассических» компоновочных решений, АХ которых изучены недостаточно полно [1]. Поэтому разработка экспериментально-численных методик определения АХ сложных пространственных аэродинамических компоновок БЛА является актуальной научно-практической задачей.

Известно, что развитие экспериментальной базы наземных аэродинамических испытаний в аэродинамических трубах является основой экспериментальных и прикладных исследований [2-6]. В Харьковском университете Воздушных Сил восстановлена до работоспособного состояния и введена в строй атмосферная аэродинамическая труба Т-1. Классическая атмосферная аэродинамическая труба малых дозвуковых скоростей Т-1 замкнутого типа с открытой рабочей частью имеет сечение в виде восьмигранника и оснащена трехкомпонентными весами, оснащена системой плавного управления скоростью потока. Основные технические данные аэродинамической трубы Т-1 сведены в таблицу 1.

Таблица 1. Основные данные аэродинамической трубы Т-1

Размеры рабочей части:	
Ширина	1,0 м
Высота	0,7 м
Длина	1,3 м
Степень поджатия сопла	5
Диаметр вентилятора	1,5 м
Относительный диаметр втулки вентилятора	0,5
Число оборотов вентилятора /максимальное/	1000 об/мин
Мощность приводного электромотора	30 кВт
Скорость потока в рабочей части:	
максимальная	50 м/с
Минимальная	1,5 м/с
Аэродинамическое качество трубы / со спрямляющей решеткой/	2,7
Начальная турбулентность потока в рабочей части ε	1,2 %

На рис. 1 представлена фотография внешнего вида рабочей части аэродинамической трубы Т-1 при испытаниях натурной передней стойки БЛА «Стрепет-Л» производства государственного предприятия «Чугуевский авиаремонтный завод».

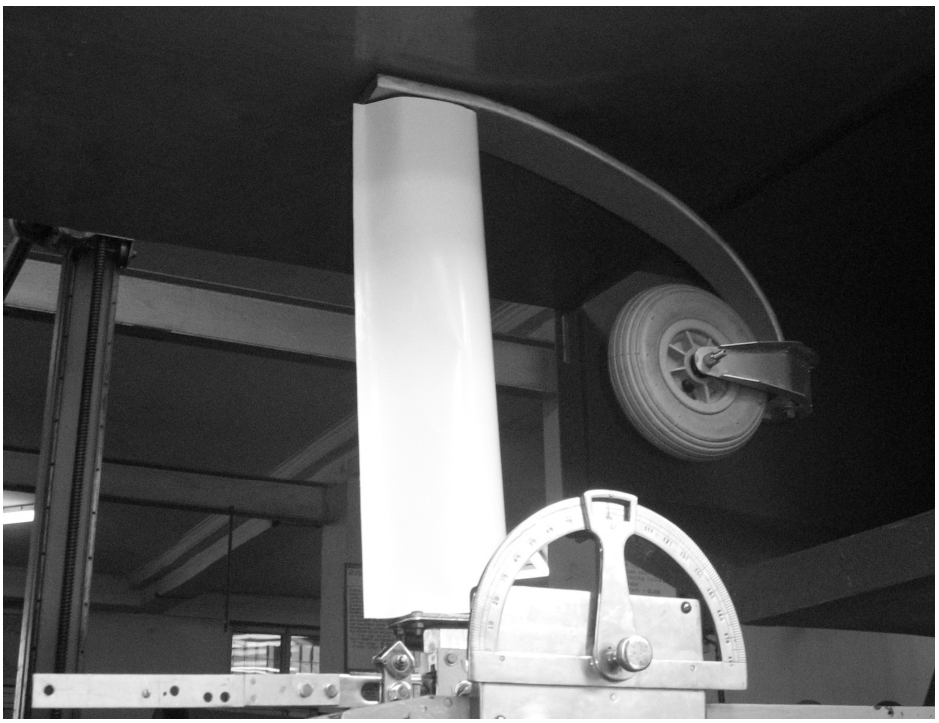


Рис. 1 – Рабочая часть аэродинамической трубы Т-1 с установленной на трехкомпонентных весах ЗКТ-1 натурной передней стойкой

Целью испытаний являлось установление зависимостей лобового сопротивления и отрицательной подъемной силы натурной стойки от скорости набегающего потока, в том числе, при различных вариантах обтекателей. Наличием экранирующей поверхности моделировалось условия крепления стойки на фюзеляже БЛА. Следует отметить, что численное моделирование элементов БЛА подобного рода затруднительно из-за наличия отрывных явлений. В результате обработки полученных экспериментальных данных установлено, что рессорная стойка обладает неудовлетворительными аэродинамическими характеристиками (рис. 2), а именно, наличием отрицательной подъемной силы и повышенным уровнем лобового сопротивления. По результатам продувок обоснована рекомендация отказаться от рессорной передней стойки шасси.

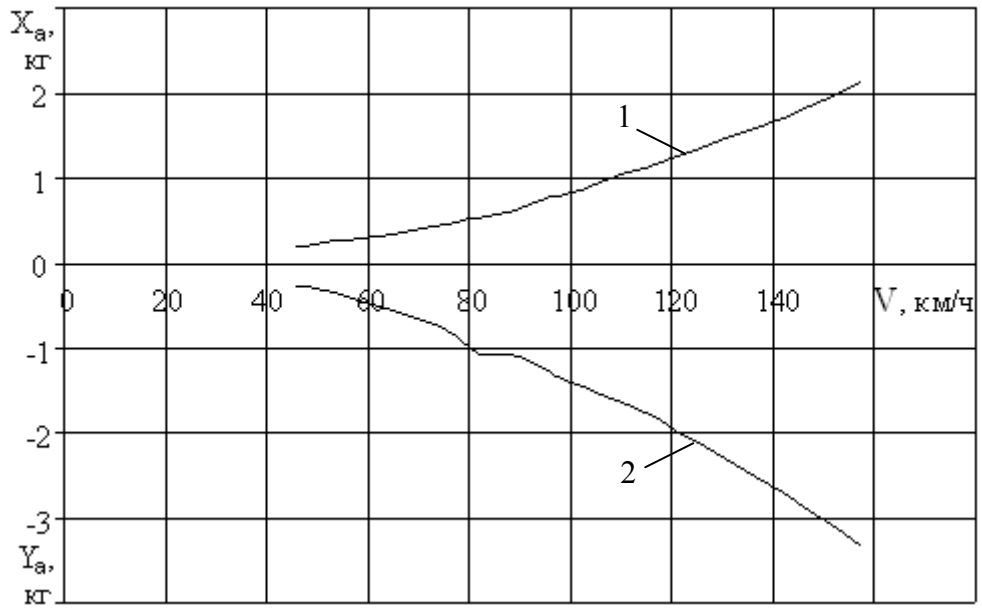
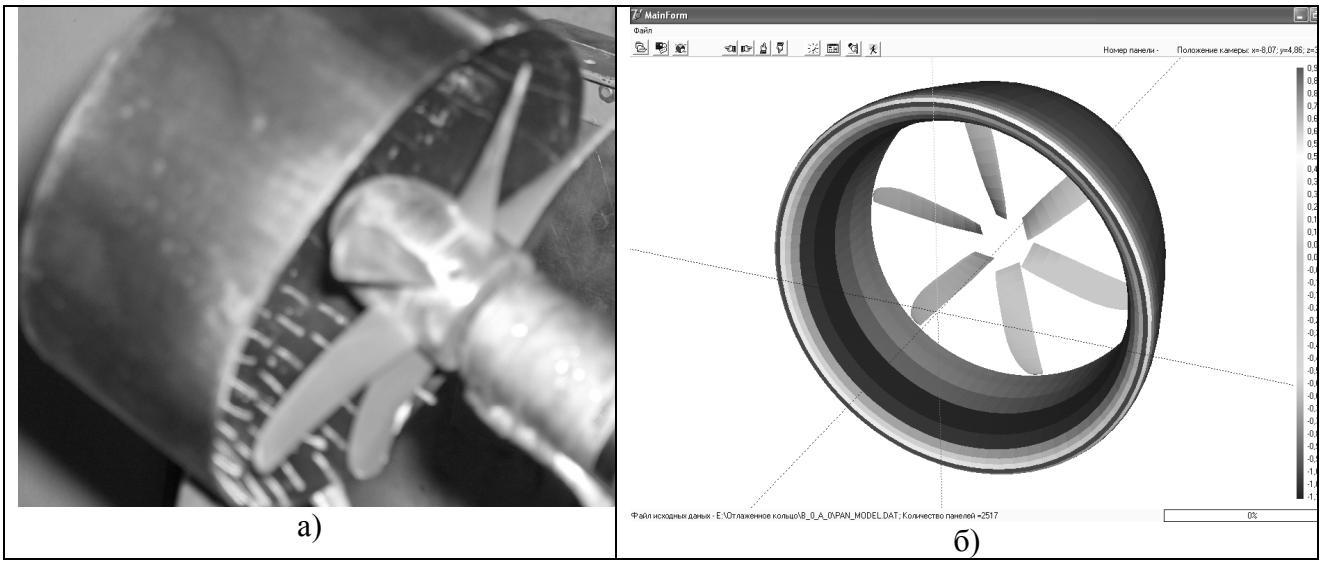


Рис. 2 – Зависимости силы лобового сопротивления (1) и подъемной силы (2) передней стойки шасси от скорости полета

На начальной стадии синтеза БЛА для расчета аэродинамических характеристик сложных пространственных компоновок широко используются подходы методов дискретных особенностей [7-10]. Эти методы отличает высокая надежность, достаточная для практических целей точность, большой накопленный материал. В разработанной экспериментально-численной методике для определения стационарных АХ используется метод возмущенных потенциалов [9, 10], в котором решение задачи сводится к решению интегрального уравнения Фредгольма второго рода относительно неизвестного потенциала возмущенных скоростей. Традиционно задача обтекания формулируется как некоторая краевая задача для потенциала возмущенной скорости. Метод дискретных вихрей применяется при решении нелинейных нестационарных задач тонких поверхностей благодаря тому, что он позволяет детально моделировать вихревой след, его развитие, процессы разрушения и восстановления. Для определения нелинейных нестационарных АХ сложных пространственных конфигураций также используется совместное решение задачи обтекания комплексированием двух методов: метода возмущенных потенциалов для телесных элементов компоновки и метода дискретных вихрей для тонких элементов [11, 12]. Такой подход позволяет сочетать высокую точность определения распределения давления по поверхности, суммарных аэродинамических сил и моментов методом возмущенных потенциалов с эффективным и рациональным применением модифицированного метода дискретных вихрей.

Иллюстративным примером совместного использования экспериментальных исследований в аэродинамической трубе с численной составляющей разработанной методики является моделирование взаимного влияния воздушного винта и кольцевого крыла (рис. 3).



а) б)

Рис. 3 – Кольцевое крыло с воздушным винтом:
а) – в рабочей части аэродинамической трубы;
б) – в визуализаторе расчетной части методики.

Целью испытаний в аэродинамической трубе являлось установление зависимости критического угла атаки от режима работы воздушного винта для обоснования границ адекватного применения расчетной части методики [13]. Проведение параметрических исследований возлагалось на расчетную часть методики. Установленное увеличение критического угла атаки при работающем воздушном винте превысило имеющиеся возможности задатчика угла атаки аэродинамических весов, что потребовало изменения конструкции задатчика и его электрификации. Кроме модернизации весов в дальнейшей

работе предполагается экспериментальное определение аэродинамических характеристик «неклассических» компоновок БЛА (преобразуемых в полета ЛА, компоновок с энергетическими способами увеличения несущих свойств, «малозаметных» компоновок) с параметрическими исследованиями численными методами аэродинамики.

Выводы

Для определения аэродинамических характеристик сложных пространственных компоновок беспилотных летательных аппаратов разработана экспериментально-численная методика, экспериментальная часть которой основана на использовании атмосферной дозвуковой аэродинамической трубы, численная часть базируется на комплексном использовании подходов методов дискретных особенностей: метода возмущенных потенциалов и модифицированного метода дискретных вихрей. Результаты моделирования с физическими моделями в аэродинамической трубе наряду с численным моделированием могут служить основой прогнозирования аэродинамических характеристик натурных беспилотных летательных аппаратов.

Список литературы

1. *Украинец Е.А.* Синтез аэродинамических компоновок с рациональным сочетанием аэродинамических характеристик и характеристик заметности. Статья настоящего сборника.

2. *Радциг А.Н.* Экспериментальная гидроаэромеханика / *А.Н. Радциг.* – М.: МАИ, 2004. – 296 с.

3. *Закс Н.А.* Основы экспериментальной аэродинамики / *Н.А. Закс.* – М.: Оборонгиз, 1953. – 371 с.

4. *Соляник П.Н.* Экспериментальная аэродинамика: [учебное пособие по лабораторному практикуму] / *П.Н. Соляник, М.Л. Сургало, В.В. Чмовж.* – Харьков: ХАИ, 2007. – 96 с.

5. *Дубов Б.С.* Моделирование условий полета летательных аппаратов при испытаниях в аэродинамических трубах: [учебное пособие] / *Б.С. Дубов, А.Н. Радциг, Н.В. Семенчиков, О.В. Яковлевский.* – М.: МАИ, 2004. – 76 с.

6. *Дубов Б.С.* Сертификационное обеспечение аэродинамических испытаний: [учебное пособие] / *Б.С. Дубов, А.Н. Радциг, Н.В. Семенчиков, О.В. Яковлевский.* – М.: МАИ, 2004. – 84 с.

7. *Белоцерковский С.М.* Исследование на ЭВМ аэродинамических и аэроупругих характеристик винтов вертолетов / *С.М. Белоцерковский, Б.Е. Локтев, М.И. Ништ.* – М.: Машиностроение, 1992. – 224 с.

8. *Апаринов В.А.* Метод дискретных вихрей с замкнутыми вихревыми рамками / *В.А. Апаринов, А.В. Дворак* // Труды ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского. – М.: Изд. ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского. – 1986. – Вып. 1313. – С. 424 – 432.

9. *Morino L.A.* A finite element formulation for subsonic flow around complex configurations. / *L.A. Morino* // NASA CR. – 138142, 1973.

10. *Болсуновский А.Л.* Сравнение панельных методов расчета дозвукового обтекания телесных крыльев / *А.Л. Болсуновский, С.В. Герасимов, Н.Н. Глушков* // Труды ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского. – М.: Издательский отдел ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского. – 1987. – Вып. 2357. – 31 с.

11. *Гоцак В.В.* Методика розрахунку аеродинамічних характеристик складних компонувань / *В.В. Гоцак, Є.О. Українець* // Збірник наукових праць ХІВПС. – Х.: ХІВПС, 2003. – Вип. 1 (9) – С. 11 – 16.

12. *Гоцак В.В.* Синтез методу збурених потенціалів та методу дискретних вихорів для розрахунку нелінійних нестаціонарних аеродинамічних характеристик літаків / *В.В. Гоцак* // Збірник наукових праць ХУПС. – Х.: ХУПС, 2005. – Вип. 3(3). – С. 29 – 31.

13. *Корниенко А.П.* Оценка влияния относительного положения воздушного винта на аэродинамические характеристики комбинации "арочное крыло – воздушный винт" / *А.П. Корниенко, А.Б. Леонтьев, Е.А Украинец* // Системы обработки информации. – Харків: ХУ ПС, 2006. – Вып. 4 (53). – С. 87 – 94.

УДК 656.7.084.17(08)

Ю.Ю. Бірюков, (Львівський регіональний структурний підрозділ
державного підприємства "Украероруx", Україна),
І.А. Гасанов, Ш.Ш. Насиров, П.Ш. Мухтаров
(Головний центр єдиної системи управління повітряним рухом, Азербайджан)

АЛГОРИТМІЗАЦІЯ САМОАНАЛІЗУ АВІАДИСПЕТЧЕРОМ ПРОЦЕСІВ ПРИЙНЯТТЯ РІШЕНЬ В УМОВАХ РИЗИКУ

Орієнтуючись на уявлення професійної діяльності авіадиспетчерів як безперервний ланцюг рішень, розглянута схема кроків і питань, що дозволяють їм здійснювати безперервний самоаналіз своїх дій в процесі вибору. Адаптований алгоритм прийняття рішення, розроблений І. Дженісом і Л. Маном, задля врахування у цьому самоаналізі ризику безконфліктної інертності та зміни, захисного уникання та надзвичайної тривожності.

Професійну діяльність авіадиспетчерів (АД), як представників "операторів переднього краю", які безпосередньо і суттєво впливають на безпеку польотів (БП) [1-4], можна уявити як безперервний ланцюг процесів прийняття рішень (ПР), які розробляються і реалізовуються у явних і неявних формах в умовах дії ризиків стохастичного і нестохастичного характеру [5,6]. При цьому процеси фактичного ПР А/Д як людиною-оператором (ЛО) в складній поліергатичній системі управління повітряним рухом (УПР) "екіпаж – повітряне судно (ПС) – орган УПР" рідко передбачають наявність чіткого алгоритму. Тільки в окремих (як правило, аварійних) випадках чітко виписана послідовність дій АД, наприклад, при пожежі на борту ПС. Всі інші рішення приймаються в умовах ризику - на основі дуже різноманітної і різнопланової інформації, надійність, валідність та актуальність якої у загальному випадку достеменно невідома. Зазначимо, що навіть впровадження автоматизованих систем (АС) УПР з інтелектуальними системами підтримки рішень не вирішує зазначену проблему [2]. Внаслідок цього рішення А/Д має бути прогностичним, тобто знаходження способу вирішення професійної задачі досягається за допомогою оперативного мислення, яке має бути системно структурованим (алгоритмізованим).

ПР АД практично завжди пов’язано з передбаченням, мисленим прогнозуванням поведінки об’єкта управління чи системи в цілому після дії управляючого впливу. Сам процес вибору часто уявляють як певну послідовність кроків з: упізнання, аналізу, оцінки інформації про себе, технічну частину системи, навколишнє середовище [7].

На першому етапі АД як Л-О здійснює сприйняття інформації про стан об’єкта управління, тобто ПС (рис. 1). Процес сприйняття, в свою чергу, містить операції виявлення сигналу, виділення у сигналі окремих ознак, що відповідають поставленому перед ним завданню, знайомство з виділеними ознаками та розпізнавання сигналу. Прийом інформації з екрану засобів відображення може здійснюватися і як цілісне предметне сприйняття. Тоді в ньому в скритому вигляді будуть наявні названі операції. В процесі навчання и тренувань у АД виробляється здібність *одномоментного* сприйняття оперативних одиниць інформації, які представляють собою деякі семантичні утворення, що містять різну кількість ознак.

Другий етап діяльності АД міститься в оцінці інформації, її аналізі і порівнянні з заданими значеннями контрольованих параметрів об’єкту управління. На цьому етапі він виділяє критичні ситуації та об’єкти управління, які вони характеризують, встановлює пріоритетність обслуговування ПС.

На третьому етапі АД вирішує задачу відпрацювання стратегії управління. Цей етап передбачає оцінку ситуації і вибір методу впливу на ПС. У ряді випадків діяльність на цьому етапі визначена заздалегідь заданим та відомим оператору алгоритмом (технологією роботи).

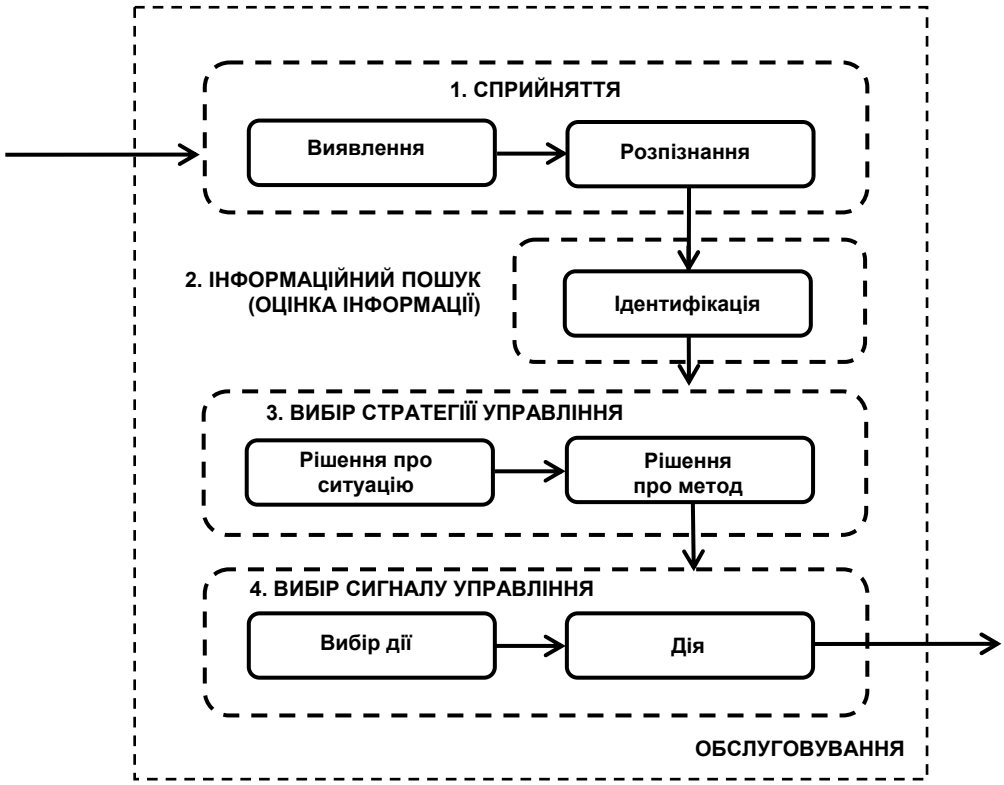


Рис. 1. Схема вирішення авіадиспетчером як людиною-оператором задачі управління

Четвертий етап включає операції, сукупність яких забезпечує приведення прийнятого рішення до виконання. Реалізація рішення передбачає активний вплив на систему чи об'єкти управління шляхом вводу управляючих сигналів, які вироблені ЛО.

В праці І. Дженіса (I. Jenis) та Л. Манна (L. Mann) [8] ретельно розглядується відповідні оцінка, огляд та зважування варіантів поведінки в умовах ризику (табл. 1). Перевага їх пропозицій полягає у тому, що вони побудовані у зручній для запам'ятовування формі. Крім того, наведена схема має за мету подолання людської інертності у ситуації вибору. Питання: *"Чи великий буде ризик, якщо я нічого не зміню?"* нагадує ЛО про її ледачість та примушує знову аналізувати ситуацію та шукати оптимальний вихід з неї.

Таблиця 1

Стадії прийняття рішень. Схема кроків і питань

№ з.п.	Кроки рішення	Контрольні питання для самоаналізу
1	Оцінка проблеми	Чи великий буде ризик, якщо я не буду втручатись в ситуацію?
2	Огляд варіантів	Чи дозволить вирішити проблему тільки цей варіант дії? Чи є достатньою розглянута кількість альтернатив?
3	"Зважування" варіантів	Який варіант найкращий? Чи пов'язаний він із якими-небудь суттєвими вимогами?
4	Повідомлення про вибрану дію. Узяття на себе певних обов'язків.	Чи слід повідомляти інших?
5	Прийняття рішення, незважаючи на ризик	Чи буде ризик великим. якщо я нічого не зміню?

Як алгоритм рішення у [8] пропонуються низку ситуацій, що виникають в залежності від тих дій, котрими людина, яка приймає рішення (ЛПР), дасть відповідь сама себе на відповідні

запитання (рис. 2). Таким чином, наведене дозволяє проаналізувати по окремим компонентам внутрішній конфлікт, що пов'язаний із ПР АД процесі УПР.

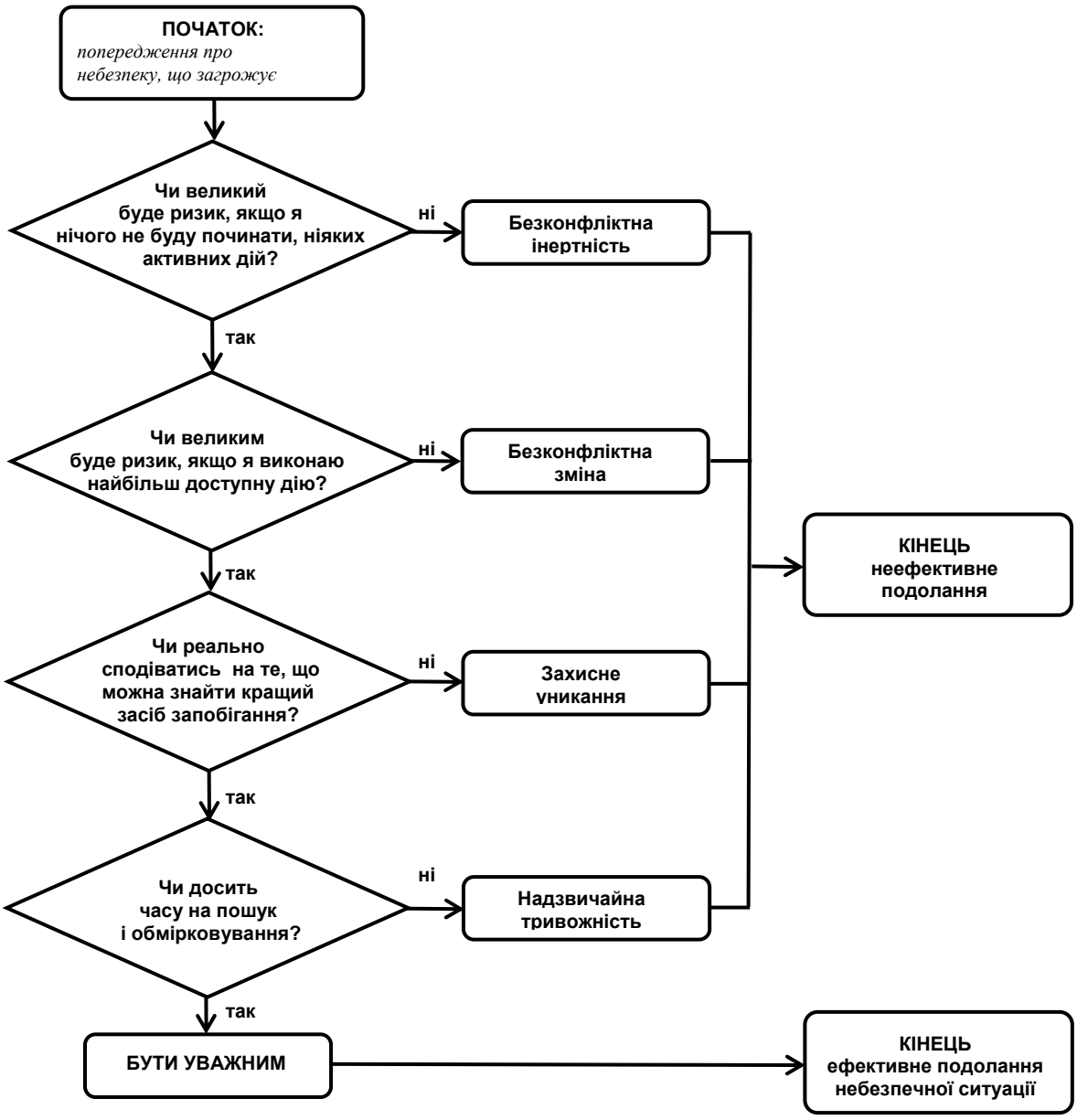


Рис. 2. Покрокова схема прийняття рішення з врахування ризику

Пропонуються такі правила для оцінки якості рішення, що мають процедурний характер. У центрі стоять два принципи:

- ✓ зважити ризик та цінність;
- ✓ шукати інформацію.

В нашому випадку АД, здійснюючи вибір, повинен проявити всі свої здібності, збираючи та оцінюючи інформацію.

Вважається, що рішення буде ефективним, якщо задоволені всі сім таких *критеріїв якості ПР*:

1. ЛПР повинна ретельно відібрати широкий ряд варіантів виконання дій.

2. Розглянути весь спектр цілей, поставлених перед нею, і тих цінностей, що стоять за кожним варіантом вибору.

3. Ретельно "зважити" все, що вона знає про "ціну" та ризик, пов'язаними з ціллю: ціною яких втрат буде досягнута мета розв'язання конфліктної ситуації.

4. Почати інтенсивний пошук нової інформації, що дозволяє більш точно оцінити різні варіанти дій.

5. Правильно використати і врахувати будь-яку нову інформацію або думку експерта-фахівця (старшого АД зміни, АД-інструктора), навіть якщо вони не відповідають тому розвитку ситуації, якому б віддав перевагу АД, зайнятий безпосереднім УПР.

6. Повторно проаналізувати позитивні і негативні наслідки всіх відомих варіантів розв'язання потенційно-конфліктної ситуації при УПР, включаючи ті, що спочатку розглядувалися як неприйнятні, і тільки після цього зробити остаточний вибір.

7. Передбачити до найменших деталей наслідки застосування рішення або виконання вибраної дії, привертаючи особливу увагу на випадкові обставини, що не піддаються передбаченню, але ж можуть виникнути, якщо розвиток ситуації піде в небезпечному напрямку.

На жаль, люди неохоче виконують подані вимоги та процедури. Вони обмежуються одним-двома такими звичними правилами та процедурами, яки, з одного боку, вважаються їм найбільш надійними, а, з іншого боку, завжди їх виручали у складний час.

З іншого боку, застосування таких процедур в системі УПР має враховувати швидкість зміни ситуації в зоні управління. Інколи пошук «найкращого» рішення гірше ніж швидке прийняття «пристойного» рішення з причин жорсткого дефіциту часу, якщо воно розглядається як «проміжне», і яке може бути в подальшому скоригованим в напрямку «найкращого».

Звісно, конфлікт, що супроводжує рішення складної задачі, викликає стрес та накладає певні обмеження на раціональність вибору АД як ЛПР.

Висновки

1. Враховуючи вплив людського чиннику на БП при УПР та орієнтуючись на уявлення професійної діяльності АД як безперервний ланцюг рішень, розглянута схема кроків і питань, що дозволяють їм здійснювати безперервний самоаналіз своїх дій в процесі вибору.

2. Адаптований алгоритм ПР, розроблений І. Дженісом і Л. Маном, задля врахування у зазначеному самоаналізі ризику безконфліктної інертності та зміни, захисного уникання та надзвичайної тривожності.

3. Подальші дослідження впливу АД на БП слід проводити у напрямку виявлення їх пріоритетів на множині умов професійної діяльності та ставлення до можливості розв'язання потенційно-конфліктних ситуацій при УПР з точки зору ризикованості відповідних дій.

Список літератури

1. Изучение роли человеческого фактора при авиационных происшествиях и инцидентах // Челове-ческий фактор: Сб. м-лов № 7.- Циркуляр ИКАО 240-AN/144.- Монреаль, Канада, 1993.- 76 с.

2. Человеческий фактор при управлении воздушным движением // Человеческий фактор: Сб. м-лов № 8.- Циркуляр ИКАО 241 – AN / 145.- Монреаль, Канада, 1993.- 51 с.

3. Основные принципы учета человеческого фактора в системах организации воздушного движе-ния (ATM).- Doc. ICAO 9758-AN / 966.- Монреаль, Канада, 2000

4. *Бабак В.П.* Безпека авіації / *В.П. Бабак, В.П. Харченко, В.О. Максимов* та ін.; За ред. *В.П. Бабака*. – К.: Техніка, 2004. – 504 с.

5. *Рева А.Н.* Человеческий фактор и безопасность полетов: (Проактивное исследование влияния): Монография / *А.Н. Рева, К.М. Тумышев, А.А. Бекмухамбетов*; Науч. ред. *А.Н. Рева, К.М. Тумышев*.– Алматы, 2006.– 242 с.

6. *Рева О.М.* Модель проблемної ситуації в системах управління повітряним рухом / *О.М.Рева, Г.М. Селезньов //* Авіаційно-космічна техніка і технологія: Наук.-техн. ж. – Х.: Національний аерокосмічний ун-т ім. М.Є. Жуковського "ХАІ", 2008. - № 6. - С.30-35

7. *Гасов В.М.* Организация взаимодействия человека с техническими средствами АСУ. В 7 кн. Кн. 1. Инженерно-психологическое проектирование взаи-модействия человека с техническими средствами: Практ. пособ. */ В.М. Гасов, Л. А. Соломонов;* Под ред. *В.Н.Четверикова.* – М.: Высш. шк., 1990. – 127 с.

8. *Jenis I.* Decision Making: A psyche logical analysis of conflict, choice and complement / *I. Jenis, L. Mann.* – N.-Y.: Free Press, 1977. – 500 p.

УДК 629.736.072.8; 681.3

В.В. Кабанячий, канд. техн. наук
(Національний авіаційний університет, Україна)

ОПИС КУБІЧНИМИ СПЛАЙН-ФУНКЦІЯМИ ЗАЛЕЖНОСТІ КООРДИНАТ ОСЕЙ ТАНГАЖУ Й РИСКАННЯ ДЛЯ ІМІТАЦІЇ АКСЕЛЕРАЦІЙНИХ ДІЯНЬ

Наведено методику опису кубічними сплайн-функціями залежностей координат осей тангажу і рискання з урахуванням особливостей їхньої реалізації на динамічних стендах авіаційних тренажерів та розраховані залежності.

Актуальність проблеми. Через необхідність створення комплексних тренажерів під розроблювані й експлуатовані повітряні судна й високу вартість шестистепеневих динамічних стендів (ДС6) опорного типу, що входять до їхнього складу, актуальною є задача оптимального використання наявних конструктивних ресурсів ДС6.

Стан проблеми. Розроблений метод імітації акселераційних діянь (АД) на засадах урахування особливостей сприйняття й імітації АД [1] дозволяє ефективно використовувати наявний конструктивний ресурс ДС6, але за лінійними степенями вільності він використовуються не повністю, що визначається неузгодженістю між допустимим переміщенням (рис. 1…3, криві 1) й робочим діапазоном переміщення платформи динамічного стенду (ПДС) (рис. 1…3, криві 3).

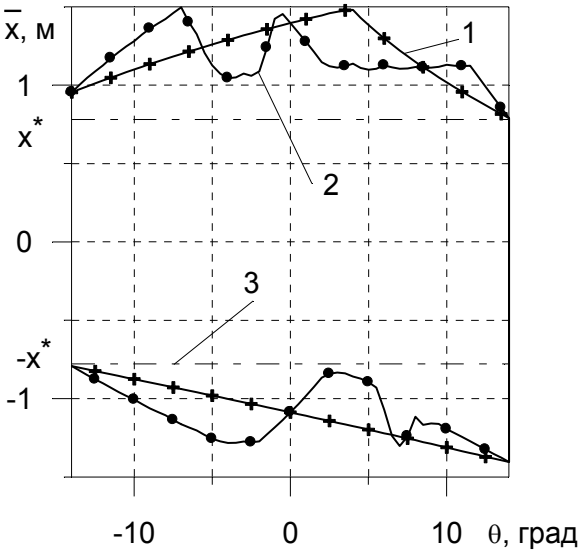


Рис. 1. Допустимі переміщення ПДС за поздовжнім степенем вільності

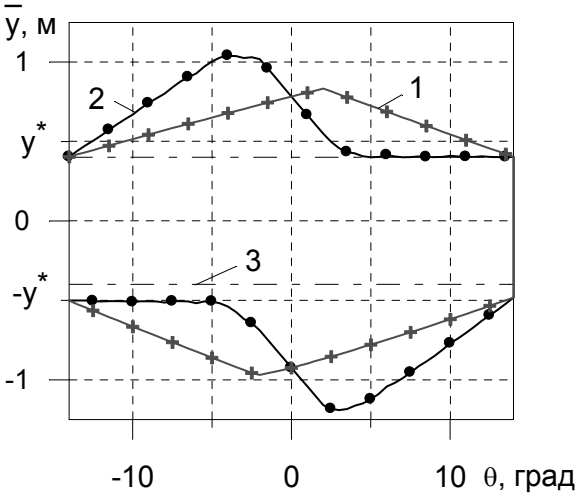


Рис. 2. Допустимі переміщення ПДС за вертикальним степенем вільності

Постановка проблеми. Бажано, щоб конструктивний ресурс ДС6 використовувався повністю. Підґрунтям оцінки наявних конструктивних ресурсів ДС6 слугують допустимі переміщення ПДС за лінійними степенями вільності, обчислені з урахуванням особливостей сприйняття й імітації АД [1, 2],

$$\bar{x}(\vartheta) \to \max_{L_ш,\psi} x; \left(L_ш \in \Omega_l; -\vartheta^* \le \vartheta \le \vartheta^*; -\psi^* \le \psi \le \psi^*\right);$$

$$\bar{y}(\vartheta) \to \max_{L_ш,\gamma} y; \left(L_ш \in \Omega_l; -\vartheta^* \le \vartheta \le \vartheta^*; -\gamma^* \le \gamma \le \gamma^*\right);$$

$$\bar{z}(\vartheta) \to \max_{L_ш,\gamma_\Sigma,\psi} z; \left(L_ш \in \Omega_l; -\vartheta^* \le \vartheta \le \vartheta^*; -\gamma_\Sigma^* \le \gamma_\Sigma \le \gamma_\Sigma^*; -\psi^* \le \psi \le \psi^*\right),$$

де $\bar{x}(\vartheta)$, $\bar{y}(\vartheta)$, $\bar{z}(\vartheta)$ – відповідно допустимі переміщення ПДС за поздовжнім, вертикальним та поперечним степенями вільності; ϑ, ϑ^* – відповідно переміщення й робочий діапазон переміщення ПДС для імітації руху тангажа ЛА й повільно змінюваної складової АД за поздовжнім степенем вільності; $L_{ш} = \{l_k, k = \overline{1,6}\}$ – вектор довжин штоків гідроприводів; l_k – довжина штоку k-о гідроприводу; k – номер гідроприводу; Ω_l – область визначення довжин штоків гідроприводів; ψ, ψ^* γ, γ^* – відповідно переміщення й робочі діапазони переміщень ПДС для імітації швидко змінюваних АД за рисканням й креном; γ_Σ, γ^*_Σ – відповідно переміщення і робочий діапазон переміщення ПДС для імітації швидко змінюваних АД за креном й повільно змінюваної складової АД за поперечним степенем вільності.

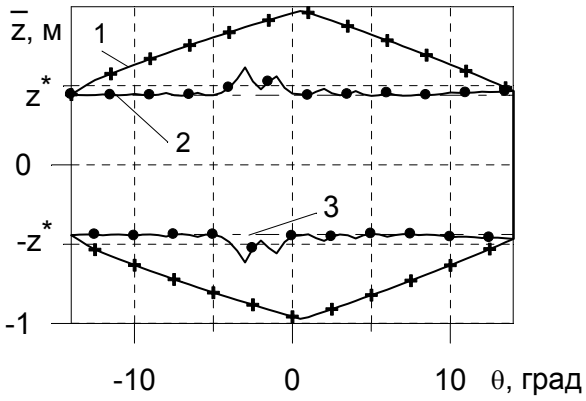


Рис. 3. Допустимі переміщення ПДС за поперечним степенем вільності

Оптимізація використання конструктивних ресурсів ДС6. Для ефективного використання наявного ресурсу ДС6 потрібно робочий діапазон тангажа ПДС $[-\vartheta^*; \vartheta^*]$ розбити на підінтервали $[\vartheta_{\vartheta i};\ \vartheta_{\vartheta(i+1)}]$, $i = \overline{1, n_\vartheta - 1}$ і $[\vartheta_{\psi i},\ \vartheta_{\psi(i+1)}]$, $i = \overline{1, n_\psi - 1}$ й описати координати осей тангажа й рискання кубічними сплайн-функціями:

$$x_\vartheta = \begin{cases} x_\vartheta^- & \vartheta \le \vartheta_{\vartheta 1} = -\vartheta^*; \\ \left[M_{\vartheta i}\left(\vartheta_{\vartheta(i+1)} - \vartheta\right)^3 + M_{\vartheta(i+1)}\left(\vartheta - \vartheta_{\vartheta i}\right)^3 + \left(6x_{\vartheta i} - M_{\vartheta i}h_{\vartheta i}^2\right)\times\right. & \\ \left.\times\left(\vartheta_{\vartheta(i+1)} - \vartheta\right) + \left(6x_{\vartheta(i+1)} - M_{\vartheta(i+1)}h_{\vartheta i}^2\right)\left(\vartheta - \vartheta_{\vartheta i}\right)\right]/\,6h_{\vartheta i} & \vartheta_{\vartheta i} < \vartheta < \vartheta_{\vartheta(i+1)}, i = \overline{1, n_\vartheta - 1}; \\ x_\vartheta^+ & \vartheta \ge \vartheta_{\vartheta n_\vartheta} = \vartheta^*; \end{cases}$$

$$x_\psi = \begin{cases} x_\psi^- & \vartheta \le \vartheta_{\psi 1} = -\vartheta^*; \\ \left[M_{\psi i}\left(\vartheta_{\psi(i+1)} - \vartheta\right)^3 + M_{\psi(i+1)}\left(\vartheta - \vartheta_{\psi i}\right)^3 + \left(6x_{\psi i} - M_{\psi i}h_{\vartheta i}^2\right)\times\right. & \\ \left.\times\left(\vartheta_{\psi(i+1)} - \vartheta\right) + \left(6x_{\psi(i+1)} - M_{\psi(i+1)}h_{\psi i}^2\right)\left(\vartheta - \vartheta_{\psi i}\right)\right]/\,6h_{\psi i} & \vartheta_{\psi i} < \vartheta < \vartheta_{\psi(i+1)}, i = \overline{1, n_\psi - 1}; \\ x_\psi^+ & \vartheta \ge \vartheta_{\psi m_\psi} = \vartheta^*; \end{cases}$$

де x_ϑ, x_ψ – відповідно координати осей тангажа й рискання ПДС; x_ϑ^-, x_ϑ^+ – відповідно координати осі тангажа ПДС, що відповідають межовим від'ємному $-\vartheta^*$ і додатному ϑ^* значенням робочого діапазону тангажа ПДС; $\vartheta_{\vartheta i}$, $\vartheta_{\psi i}$ – відповідно i-а точка розбиття робочого діапазону тангажа ПДС $[-\vartheta^*; \vartheta^*]$ на підінтервали $[\vartheta_{\vartheta i};\ \vartheta_{\vartheta(i+1)}]$, $i = \overline{1, n_\vartheta - 1}$ і $[\vartheta_{\psi i},\ \vartheta_{\psi(i+1)}]$, $i = \overline{1, n_\psi - 1}$; i – індекс точки розбиття робочого діапазону тангажа ПДС; $x_{\vartheta i}$, $x_{\psi i}$ – відповідно координати осі тангажа в i-й точці розбиття робочого діапазону тангажа ПДС $[-\vartheta^*; \vartheta^*]$ на підінтервали $[\vartheta_{\vartheta i};\ \vartheta_{\vartheta(i+1)}]$, $i = \overline{1, n_\vartheta - 1}$ і $[\vartheta_{\psi i},\ \vartheta_{\psi(i+1)}]$, $i = \overline{1, n_\psi - 1}$; n_ϑ, n_ψ – відповідно кількість точок розбиття робочого діапазону тангажа ПДС $[-\vartheta^*; \vartheta^*]$ на підінтервали $[\vartheta_{\vartheta i};\ \vartheta_{\vartheta(i+1)}]$, $i = \overline{1, n_\vartheta - 1}$ і $[\vartheta_{\psi i},\ \vartheta_{\psi(i+1)}]$, $i = \overline{1, n_\psi - 1}$; x_ψ^-, x_ψ^+ – відповідно координати осі рискання ПДС, що відповідають межовим від'ємному $-\vartheta^*$ і додатному ϑ^* значенням робочого діапазону тангажа ПДС; $M_{\psi i} = \ddot{x}_\psi(\vartheta_{\psi i})$, $M_{\vartheta i} = \ddot{x}_\vartheta(\vartheta_{\vartheta i})$

– постійні коефіцієнти; $h_{\vartheta i} = \vartheta_{\vartheta(i+1)} - \vartheta_{\vartheta i}$, $h_{\psi i} = \vartheta_{\psi(i+1)} - \vartheta_{\psi i}$ – кроки розбиття, та вимагаючи їхнього зміщення у напрямку центра мас ЛА $x_\vartheta \to x_{цм}$; $x_\psi \to x_{цм}$, де $x_{цм}$ – координата центра мас ЛА,

знаходяться значення координат осей тангажу і рискання ПДС у точках розбиття робочого діапазону тангажу ПДС $\{x_\vartheta\}$ і $\{x_\psi\}$ й постійні коефіцієнти кубічних сплайн-функцій $\{M_\psi\}$ і $\{M_\vartheta\}$. Отже, задача максимального використання конструктивних ресурсів ДС6 зводиться до екстремальної задачі шляхом варіювання сукупності параметрів $L_ш, \bar{x}, \bar{y}, \bar{z}, x_\vartheta, x_\psi, \gamma, \gamma_\Sigma, \psi$:

$$J_x + J_y + J_z \to \min; \begin{pmatrix} L_ш \in \Omega_l; \bar{x}(\vartheta) \ge x^*; \bar{y}(\vartheta) \ge y^*; \bar{z} \ge z^*; x_\vartheta(\vartheta) \to x_{цм}; x_\psi(\vartheta) \to x_{цм}; \\ -\vartheta^* \le \vartheta \le \vartheta^*; -\gamma^* \le \gamma \le \gamma^*; -\gamma_\Sigma^* \le \gamma_\Sigma \le \gamma_\Sigma^*; -\psi^* \le \psi \le \psi^* \end{pmatrix}$$

$$L_ш, \bar{x}, \bar{y}, \bar{z}, x_\vartheta, x_\psi, \gamma, \gamma_\Sigma, \psi$$

Забезпечення високої якості імітації акселераційних діянь можливе лише при нормованій якості руху ПДС. Для цього вектор характеристик ДС6 q повинен знаходитись у межах допустимої області визначення характеристик ДС6 Ω_q. Тобто задача оптимального використання ресурсів ДС6 зводиться до трьох екстремальних задач шляхом варіювання відповідних сукупностей параметрів $L_ш, \bar{x}, x_\vartheta, x_\psi, \psi, q$; $L_ш, \bar{y}, x_\vartheta, \gamma, q$ й $L_ш, \bar{z}, x_\vartheta, x_\psi, \gamma_\Sigma, \psi, q$, що розв'язуються одночасно

$$\left|\bar{x}(\vartheta) - x^*\right| \to \min; \underset{L_ш, \bar{x}, x_\vartheta, x_\psi, \psi, q}{\left(L_ш \in \Omega_l; \bar{x}(\vartheta) \ge x^*; x_\vartheta(\vartheta) \to x_{льц}; x_\psi(\vartheta) \to x_{льц}; -\psi^* \le \psi \le \psi^*, q \in \Omega_q\right)};$$

$$\left|\bar{y}(\vartheta) - y^*\right| \to \min; \underset{L_ш, \bar{y}, x_\vartheta, \gamma, q}{\left(L_ш \in \Omega_l; \bar{y}(\vartheta) \ge y^*; x_\vartheta(\vartheta) \to x_{льц}; -\gamma^* \le \gamma \le \gamma^*, q \in \Omega_q\right)};$$

$$\left|\bar{z}(\vartheta) - z^*\right| \to \min; \underset{L_ш, \bar{z}, x_\vartheta, x_\psi, \gamma_\Sigma, \psi, q}{\left(L_ш \in \Omega_l; \bar{z} \ge z^*; x_\vartheta \to x_{льц}; x_\psi \to x_{льц}; -\gamma_\Sigma^* \le \gamma_\Sigma \le \gamma_\Sigma^*, -\psi^* \le \psi \le \psi^*, q \in \Omega_q\right)}.$$

Пошуковими є допустимі переміщення ПДС за лінійними степенями вільності й залежності координат осей тангажа та рискання від кута тангажа. Результати проведених розрахунків для ДС6-1,5 наведені на рис. 1...3 (криві 2) й рис.4. Вони показують:

- за поздовжнім степенем вільності є значний ресурс, який не вдається повністю використати;
- активними є обмеження за вертикальним й поперечним степенями вільності;
- у ДС6-1,5 завдяки значному ресурсу вісь тангажа зміщена у напрямку центра мас ЛА в усьому діапазоні кутів тангажа ПДС, а у діапазоні кутів ±2 градуса співпадає з центром мас ЛА.

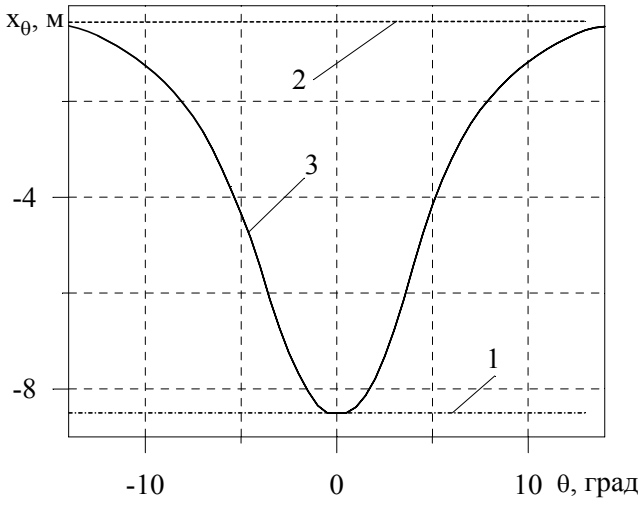


Рис. 4. Координати центра мас ЛА (1), лінійна залежність координат осей тангажу від кута тангажу (2) й описана кубічними сплайн-функціями (3)

Проведені розрахунки переміщень й швидкостей штоків найбільш характерних 2-го і 3-го гідроциліндрів ДС6 при синусоїдальному керуючому сигналі амплітудою 14°

наведені на рис. 5б і рис. 6б. Вони показують, що порівняно з традиційним способом керування ДС6 при оптимальних залежностях координат осей тангажа й рискання:

- максимальні переміщення штоків гідроциліндрів змінилися мало: максимальне переміщення штоку 2-го гідроциліндра зросло на 18%, а 3-го – зменшилось на 19%;
- суттєво змінився характер переміщень штоків гідроциліндрів: при русі штоку 2-го гідроциліндра з'явились полиці, а при русі штоку 3-го гідроциліндра з'явилися зміни напрямку руху;
- майже у 5 разів зросли максимальні швидкості руху гідроциліндрів.

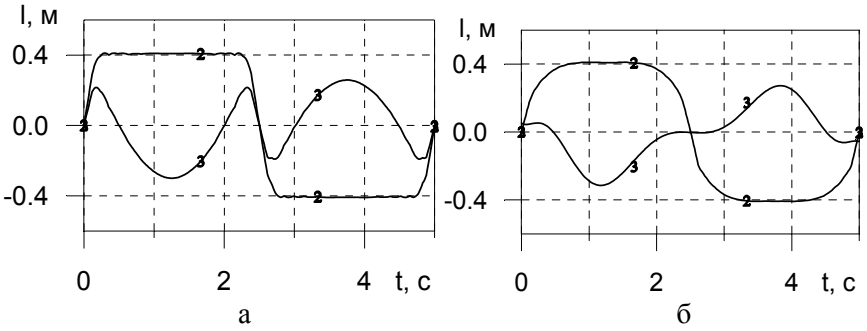


Рис. 5. Переміщення штоків 2-го й 3-го гідроциліндрів ДС6-1,5 при русі за тангажем й описі залежності координат осей тангажу й рискання кусочно-лінійними залежностями (а) і кубічними сплайн-функціями (б)

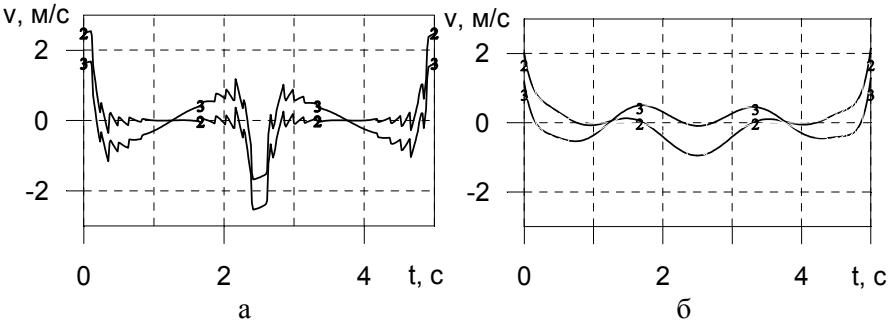


Рис. 6. Швидкості штоків 2-го й 3-го гідроциліндрів ДС6-1,5 при русі за тангажем й описі координат осей тангажу й рискання кусочно-лінійними залежностями (а) і кубічними сплайн-функціями (б)

Реалізація на ДС6 знайдених залежностей координат осей тангажа й рискання, описаних кубічними сплайн-функціями, показала, що порівняно з кусочно-лінійними залежностями (рис. 5а і рис. 6а), відсутні паразитні високочастотні прискорення ПДС, які сприймаються пілотами й обумовлені рухами ПДС при зміщенні осей тангажа й рискання вздовж поздовжньої осі, рухи гідроциліндрів стали плавнішими, а максимальні швидкості меншими.

Висновки. Сформульована й розв'язана як екстремальна задача опису кубічними сплайн-функціями залежностей координат осей тангажу й крену від кута тангажу на підґрунті особливостей сприйняття акселераційних діянь забезпечує при максимальному використанні конструктивних ресурсів ДС6 вищу якість імітації акселераційних діянь.

Список літератури

1. Пат. 20060А Україна G09 B9/08/. Спосіб управління приводними ланками шестиступеневого динамічного стенда опорного типу/ Д.О. Сотников, В.В. Кабанячий (Україна) – №95041711; Заяв. 14.04.95; Опубл. 25.12.97, Бюл. № 6. – 7 с.

2. *Кабанячий В.В.* Оптимизация управления шестистепенным динамическим стендом опорного типа авиационного тренажера. – К.: КМУЦА, 1996. – 35 с. – Деп. в ГНТБ Украины 22.04.96, №982.

УДК: 621.391.272

А.Р. Гасанов, д.т.н., И.А. Искендеров, к.т.н., Э.А. Агаев
(Национальная Академия Авиации, Азербайджан)

ВЛИЯНИЕ ПОГРЕШНОСТЕЙ ЗАГРУЗКИ И ЦЕНТРОВКИ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ НА АВИАКАТАСТРОФЫ И МЕТОДЫ ИХ ОПРЕДЕЛЕНИЯ

Проанализировано влияние погрешностей загрузки и центровки воздушных судов на авиакатастрофы, дана сравнительная оценка методов и средств измерения этих погрешностей, предложен новый метод определения степени загруженности и центровки.

Известно, что безопасность полетов существенно зависит от правильности загрузки и центровки воздушных судов (ВС).

В отчете Французского агентства авиационных происшествий (*French air accident agency*) от 25 декабря 2003-го года особое внимание уделено влиянию на авиационные происшествия ошибок при загрузке воздушных судов и неточности получаемой экипажем информации о размещении грузов на борту[1].

Межгосударственный Авиационный Комитет (МАК) в своем отчете за 2005г. показывает, что неправильная загрузка воздушных судов, нарушение их центра тяжести приводит к существенным экономическим потерям и часто заканчивается происшествиями, связанными с гибелью людей. В отчете также показано, что за период 1958-2001гг., при эксплуатации тяжелых самолетов с газотурбинными двигателями в гражданской авиации СССР-СНГ произошло 30 авиационных происшествий, связанных с неправильной загрузкой и нарушением центровки самолетов, из них 12 катастроф, в результате которых погибли 345 человек, находившихся на борту и 297 на земле. Так же в отчете отмечается, что динамика относительного показателя безопасности полетов, связанного с перегрузом самолета и нарушением центровки, свидетельствует о том, что за последние 10 лет этот показатель ухудшился более чем в 5 раз по сравнению с предыдущим периодом времени. Установлено, что эти случаи проявляются, в основном, в сфере нерегулярных (чартерных) перевозок[2].

После серии тяжелых происшествий в 1996 г., связанных с попыткой взлета с превышением максимально допустимой взлетной массы, авиационными администрациями в СНГ были приняты серьезные меры. Несмотря на это, в последние годы произошли пять авиапроисшествий, связанных с перегрузом.

Одной из настоятельных рекомендаций, выработанных МАК после тщательного анализа материалов расследования авиационных происшествий, была - оборудовать ВС бортовыми системами измерения массы и центровки, а так же разработать и внедрить в аэропортах такие системы.

Вышеизложенные факты еще раз подтверждают высокую актуальность проблемы определения фактической загрузки и центровки самолетов.

Целью данной работы является сравнительный анализ существующих методов определения фактической загруженности и центровки ВС и разработка более совершенного метода измерения.

Авиакатастрофы и авиапроисшествия, связанные с проблемами измерения веса и балансировки, можно разделить на две группы: 1) авиапроисшествия, сопровождающиеся с гибелью людей; 2) авиапроисшествия, сопровождающиеся только конструктивными повреждениями ВС [3].

В период с 1970 по 2005г. произошли 82 авиакатастрофы пассажирских и грузовых самолетов, которые сопровождались многочисленными людскими потерями. Были проанализированы влияния ошибок вычисления загрузки и центровки на различных этапах полетов ВС. Полученные результаты приведены в таблице 1.

Таблица 1

Ошибки вычисления загрузки центровки ВС

№	Этап полета	Уровень, в %	
		Для пассажирских самолетов	Для грузовых самолетов
1	Курс	2	6,5
2	Набор высоты	4	6,5
3	Заход на посадку	18	9,8
4	Посадка	8	21
5	Взлет	68	56,2

В период 1998 – 2004 гг. произошли сорок авиапроисшествий, которые закончились конструктивными повреждениями ВС. Возможные причины ошибок загрузки и центровки ВС и их доля в общей ошибке отображены в таблице 2.

Таблица 2

Статистика причин ошибок загрузки и центровки ВС

№	Причина ошибки	%
1	Неправильное заполнение загрузочной таблицы	29
2	Выход центра тяжести за пределы переднего предела	27.8
3	Выход центра тяжести за пределы заднего предела	14.1
4	Неправильная загрузка	10.9
5	Неправильное перемещение грузов на борту воздушного судна	6.9
6	Взлет и посадка с лишним весом	6.3
7	Прочие факторы	5

Статистические данные, приведенные в таблицах 1 и 2, позволяют сделать вывод о серьезном влиянии неправильного заполнения таблицы загрузки на авиапроисшествия.

В настоящее время для определения фактической загрузки и центра тяжести ВС используют в основном три метода.

1. Графический метод. В данном случае используют таблицу загрузки и график центровки. В таблицу загрузки, работником службы перевозки, вводятся пустой вес ВС (basic weight), вес экипажа, кухни (crew, pantry), эксплуатационный вес экипажа ВС и кухни вместе взятые - DRY OPERATION WEIGHT (basic weight+ crew+ pantry), количество топлива (TAKE OFF FUEL), общий эксплуатационный вес - OPERATION WEIGHT (DRY OPERATION WEIGHT + TAKE OFF FUEL), максимальный вес ВС без топлива (MAXIMUM ZERO FUEL WEIGHT), максимальный взлетный и посадочный вес ВС, количество и вес пассажиров, допустимый взлетный вес ВС (ALLOWED WEIGHT FOR TAKE OFF) и сведения о расходе топлива в полете.

На основе этих сведений определяется допустимая для движения ВС загруженность (ALLOWED TRAFFIC LOAD = AWTO-OW).

График центровки ВС зависит от его типа и конструкции, подготавливается на заводе изготовителе. На графике устанавливается разрешенный интервал для центра тяжести ВС. Работник службы перевозки, произведя расчет на основе данных сведений, определяет: попадает ли центр тяжести в установленный интервал и далее контролирует размещение грузов на борту ВС.

Краткий анализ особенностей графического метода позволили выявить его следующие основные недостатки:

1. При неправильных расчетах требуется заполнение новых бланков и документаций;
2. Большие затраты времени на проведение вычислений и заполнения документаций;
3. Результаты расчетов зависят от квалификации работника.

2. Метод визуального контроля. Для оперативного и надежного заполнения таблицы загруженности и графика центровки во многих современных авиакомпаниях разрабатываются и внедряются системы визуального контроля (СВК), аналогичные разработанной и внедренной в Нидерландской компании KLM система типа VLC (Visual load control system) [4]. Пример компьютерной страницы таблицы загрузки полученной этой системой, приведена на рис 1.

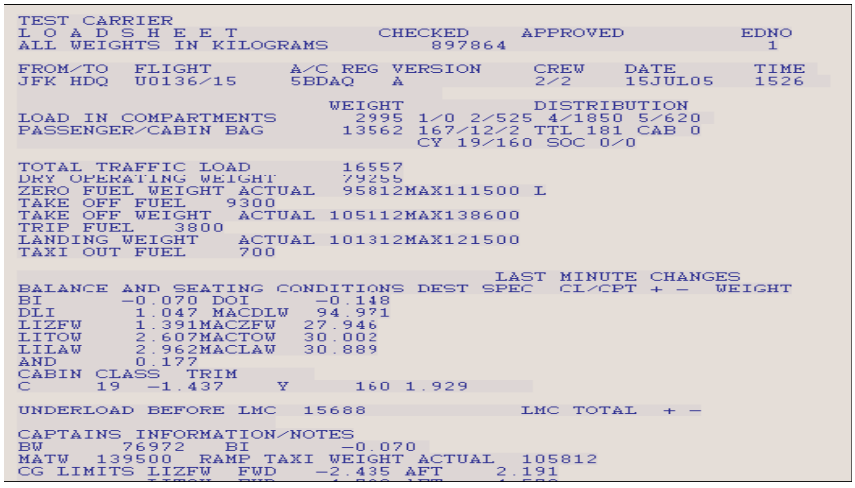


Рис1. Компьютерная страница таблицы загрузки полученная в системе VLC.

Системы СВК имеют следующие технические возможности: визуальность, безопасность, оперативность, легкое обучение и автоматическое информирование.

Наряду с этими особенностями можно показать следующие недостатки системы СВК:

1. В расчетах берется средний вес пассажира;
2. Зависимость результатов вычислений от сведений поступающих с отдела регистрации.

3. Метод взвешивания.

Многие ведущие авиакомпании разработали электронные весы, позволяющие определить загруженность и центровку ВС в стационарных условиях. Также существуют бортовые системы измерения веса. Кроме этого в последние годы широко используются мобильные электронные весы, основанные на датчиках давления. Используемые за рубежом электронные системы измерения веса типа AC65-9A, включают в себя платформы, на которые перед загрузкой и центровкой устанавливается контролируемое ВС.

Принцип измерения загруженности и центровки сводится к тому, что с помощью весов, находящихся под передним и задними шасси, измеряется вес, приходящий на каждое шасси W_1, W_2, W_3, на основе которых определяется общий вес W и затем вычисляется центр тяжести ВС, равной

$$AM = D - \left[(F \cdot L) / W \right], \qquad (1)$$

где D - расстояние между носовой частью и задней стойкой шасси ВС; L - расстояние между передней и задней стойками шасси F - вес передней стойки шасси в точке взвешивания.

Несмотря на ряд достоинств метод взвешивания имеет следующие недостатки:

1. Сравнительно высокая стоимость электронных систем измерения веса;
2. Наличие дополнительных технических и материальных трудностей, связанных с внедрением и установкой таких систем в аэропортах;
3. Потребность в дополнительной технике и затрат времени для вывода ВС на платформы этой системы.

С целью устранения недостатков перечисленных методов предлагается новый метод измерения загруженности и центровки ВС. Суть метода сводится к измерению расстояний от

поверхности земли до некоторых характерных точек фюзеляжа, которые изменяются при загрузке.

Перемещение передней и задней части фюзеляжа относительно поверхности земли можно определить по аналогии с уравнениями, полученными для грузовых автомобилей[5,6,7], которые имеют следующий вид:

$$M \cdot \left(Y_1 \frac{b}{L} + Y_2 \frac{a}{L} \right) = P_1 + P_2; \quad I \cdot \left(\frac{Y_1 - Y_2}{L} \right) = P_1 a - P_2 b, \tag{2}$$

где M - пустой вес ВС; a - расстояние между передней шасси и центром тяжести; b - расстояние между задним шасси и центром тяжести ВС; Y_1, Y_2 – соответственно вертикальные перемещения передней и задней частей фюзеляжа; P_1, P_2 - загруженность передней и задней частей фюзеляжа; L - расстояние между передним и задним шасси и $L = a + b$; I - момент инерции фюзеляжа относительно оси перпендикулярной к плоскости площадки (земли).

Во время измерений I - момент инерции ВС будет равен нулю, т.к. он находится в неподвижном состоянии. Соответственно уравнения (2) примет следующий вид:

$$M\left(Y_1 \frac{b}{L} + Y_2 \frac{a}{L} \right) = P_1 + P_2; \;\; P_1 = \frac{b}{a} P_2. \tag{3}$$

После некоторых преобразований получим:

$$P_1 = U\left(Y_1 b + Y_2 a\right); \qquad P_2 = D\left(Y_1 b + Y_2 a\right), \tag{4}$$

где $U = Mb/L^2$; $D = Ma/L^2$.

Таким образом, измеряя текущие значения Y_1, Y_2 и сравнивая их с нормативными величинами Y_{1n}, Y_{2n} можно определить степень загруженности и центровку ВС.

Измерение перемещений можно осуществить путем анализа изображений.

Предлагается следующий алгоритм реализации измерения перемещений с обработкой изображения. С учетом известных габаритных размеров конкретного ВС и по определенным в реальных условиях их значениям, которые в ходе процесса загрузки (например, длина фюзеляжа, расстояние между концами крыльев) остаются постоянными, определяется коэффициент масштабирования. Затем вычисляются абсолютные значения вертикальных перемещений передней и задней частей фюзеляжа Y_1, Y_2, после чего полученные результаты сравниваются с нормативными значениями Y_{1n}, Y_{2n}. По результатам сравнительной оценки определяется степень загруженности и центровка ВС.

Возможности современных технических средств и компьютерных методов обработки изображений позволят существенно повысить оперативность и точность определения загруженности и центровки ВС.

Список литературы

1. Flight international. 11-12. January 2005.
2. Доклад Межгосударственного авиационного комитета за 2005г. М.
3. National Aerospace Laboratory NLR-TP-2007-153.
4. www.Systemsservices.klm.com
5. *Силаев А.А*. Спектральная теория подрессоривания транспортных машин. М., Машиностроение, 1972 – 281с.
6. *Ротенберг Р.В.* Подвеска автомобиля и его колебания. М., Машгиз,1960 – 79с.
7. www. Global Security.org. Determination of center of balance and center of gravity.

УДК 629.7.067: 368.24

А.Н. Копытов, А.А. Кириченко, к.т.н.
(АОЗТ СК «Лемма»)

БЕЗОПАСНОСТЬ ПОЛЕТОВ И АНДЕРРАЙТИНГ АВИАЦИОННЫХ РИСКОВ

В статье рассматривается взаимосвязь результатов исследования безопасности полетов и андеррайтинга авиационных рисков

Являясь комплексной характеристикой деятельности авиации, определяющей способность выполнения полетов без угрозы жизни людей, безопасность полетов характеризуется различными статистическими показателями и вероятностными оценками, отражающими уровень безопасности использования авиации. Определение показателей безопасности представляет собой довольно кропотливую научно-прикладную задачу, направленную на выявление опасных факторов и предотвращение авиационных происшествий. К факторам, влияющим на безопасность полетов (рис. 1), обычно относят [1]:

- квалификация командно-руководящего состава;
- квалификация экипажа;
- качество технического обслуживания (ТО);
- материально-техническое состояние служб обеспечения полетов (МТС);
- технологии обслуживания;
- внешняя среда;
- особенности авиатехники.

Андеррайтинг авиационных рисков, в широком смысле, можно определить как механизм трансформации опасных факторов в страховые риски, которые могут быть застрахованы страховой компанией и затем, при необходимости, перестрахованы (размещены) на страховом рынке. Понятие андеррайтинг пришло в экономическую терминологию из английского языка, в переводе с котрого Underwrinting означает «подписка», «гарантирование», «принятие риска» или «страхование» [2]. В страховых отношениях андеррайтинг означает процедуру отбора, исключения и классификации застрахованных рисков, определения ставок страховой премии или страховых тарифов в отношении каждого подлежащего страхованию воздушного судна.

Исходными данными для андеррайтнига служат, во-первых, вероятностные характеристики безопасности полетов, и, во-вторых, частные показатели (индикаторы) уровня опасного фактора для каждого подлежащего страхованию объекта или воздушного судна (рис. 1). К первым относятся, например, вероятность авиационного происшествия (АП) – q, количество пострадавших пассажиров – m, средний ущерб, причиненный в результате АП – U. Эти параметры используются для оценивания средних (базовых) страховых тарифов, например, для различных типов или классов воздушных судов (ВС) - Ттип.

Вторая группа – индикаторы уровня опасного фактора, формируется в виде опросного листа (анкеты) для каждого страхователя и объекта страхования. Заполненная анкета, по сути, отражает индивидуальный уровень безопасности использования воздушного судна, присущий конкретному страхователю или ВС.

Принимая во внимание, что более половины АП [3,4] вызваны так называемым «человеческим фактором», большинство индикаторов отражают уровень квалификации пилотов, например, вид свидетельства пилота и наличие квалификационных отметок в нем, налет общий и на типе, возраст пилота, где и когда проходил подготовку на тип. Кроме того, учитывается информация о целях использования воздушного судна и видах полетов, условиях базирования и регионах полетов, выполняющей техническое обслуживание организации, и, конечно же, принимается во внимание тип, возраст и состояние воздушного судна (рис. 1). Влияние этих факторов учитывается путем уточнения отдельных или особых условий страхования, введения ограничений страхования или дополнительных исключений,

изменением франшизы, а в итоге – позволяет рассчитать страховой тариф (Т) для определенного страхователя (стр^{i})или ВС (ВС^{J})– Тстр^{i} или Твс^{J}. Вот почему даже два волшебника, летающие на одинаковых голубых вертолетах, могут иметь страховые полисы, которые существенно отличаются по стоимости .

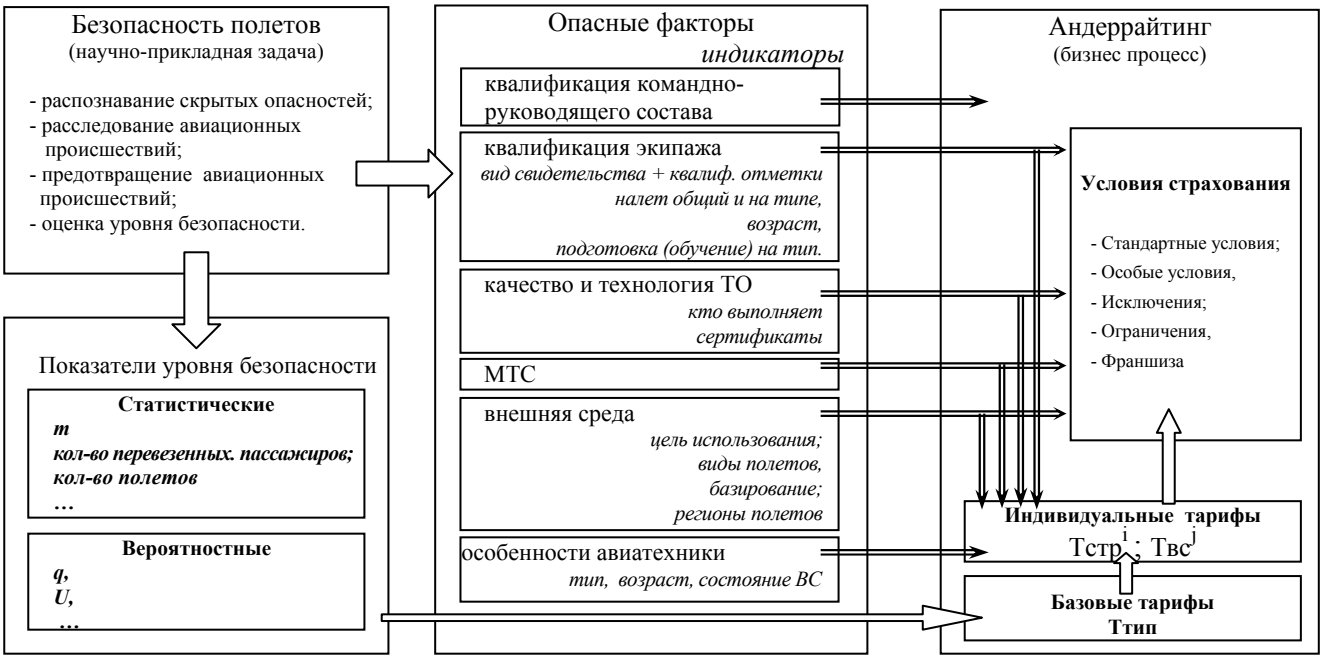


Рис.1. Безопасность полетов и андеррайтинг авиационных рисков в СК «ЛЕММА»

В силу того, что механизм андеррайтинга слабо формализован, его качество в значительной степени определяется опытом и квалификацией осуществляющего эту процедуру лица – Андеррайтера, его способностью выбрать необходимые признаки. Поэтому андеррайтинг содержит значительную субъективную составляющую (знание рынка, страхового продукта - условий страхования, способность спрогнозировать возможное развитие событий и оценить риск), которая вместе с тем находится под влиянием рыночных факторов: принятых на страховом рынке или типовых («стандартных») условий страхования, сложившейся конъюнктуры цен и тарифов, сроков страхования и т.п.

С точки зрения страхователя, андеррайтинг является системой знаний по управлению рисками (элементом системы управления рисками в авиакомпании), от качества и профессионализма обладания которой, зависит как выбор необходимых условий страхования, так и выбор того или иного страховщика. К сожалению, прямых конкретных показателей, отражающих качество андерайтинга нет. Косвенными критериями могут служить, во-первых, репутация страховщика: история авиационного страхования, профессиональный и финансовый рейтинг, партнерские отношения с опытными брокерами и перестраховщиками, имеющими навыки оценки и размещения рисков, и, во-вторых, надежность международных рейтингов финансовой устойчивости.

С точки зрения страховщика, андеррайтинг представляет важнейший элемент достижения корпоративных целей основной или операционной деятельности. Качественный андеррайтинг влечет за собой качественно сформированный страховой и перестраховочный портфели, близкие к прогнозируемым уровни убыточности, обосновано рассчитанные и применяемые страховые тарифы и, как следствие, гарантирует выплату при наступлении страхового случая.

Качественный андеррайтинг для страховщика представляется, как бизнес процесс, который требует формализации и описания, и обеспечивается квалифицированной экспертной системой поддержки принятия управленческого решения относительно страхования и перестрахования, в этом состоит его теоретический аспект. Практический аспект связан с высоким профессионализмом и компетенцией андеррайтера как наиболее

значимого специалиста страховщика. Он определяется его умениями и навыками обрабатывать и анализировать риски объекта страхования и превращать их в информацию (знания), которые можно применять на практике, т.е. в удобную для определения альтернативу: страховать или нет, и если да, то на каких условиях.

Андерайтинговые свойства авиакомпании – это характеристики, касающиеся флота ее ВС, организации эксплуатации и условий использования ВС, которые Страховщик принимает во внимание и/или которые достоверно могут повлиять на решение Страховщика о страховании в целом или на отдельные условия страхования (страховой случай, страховое покрытие, условия возмещения, период страхования, франшиза).

Выводы

Таким образом, андеррайтинг авиационных рисков можно рассматривать как бизнес процесс в системе управления рисками, основанный на учете выявленных методами исследования безопасности полетов опасных факторов и использовании показателей безопасности полетов, и направленный на трансформацию опасных факторов в застрахованные риски.

Список литературы

1. Безпека авіації / *В.П. Бабак, В.П, Марченко, В.О. Максимов та ін.; За ред. В.П. Бабака*. –К.: Техніка, 2004. – 584.
2. Страхование и управление риском: Терминологический словарь. – М.: Наука. 2000. – 565 с.
3. Aviation accidents and incidents.: http://en.wikipedia.org/wiki/Aviation_accidents_and_incidents
4. Causes of Fatal Accidents by Decade (percentage).: http://www.planecrashinfo.com/cause.htm

УДК 629.7.015

В.М. Миронович, д.т.н., професор
П.О. Сазанський
(Національний авіаційний університет, Україна)

МАТЕМАТИЧНА МОДЕЛЬ СПРИЙНЯТТЯ ОПЕРАТОРОМ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА ЯК ОБ'ЄКТА ЕРГАТИЧНОЇ СИСТЕМИ УПРАВЛІННЯ

Викладено обґрунтування математичної моделі сприйняття оператором дистанційно-пілотованого літального апарата в залежності від його статико-динамічних характеристик як об'єкта ергатичної системи управління.

Створення складних об'єктів ергатичних систем управління пов'язано з необхідністю прогнозування їх якості за умов узгодження характеристик цих систем з можливостями людини-оператора. Особлива потреба у вирішенні такої задачі має місце при створенні пілотованих та дистанційно-пілотованих літальних апаратів (ДПЛА).

Відповідно до результатів різноманітних досліджень оператор (льотчик) в контурі управління літальним апаратом (ЛА) прагне, в межах своїх можливостей, забезпечити найкращу якість виконання завдань пілотування шляхом пристосування (адаптації) до характеристик ЛА як об'єкта управління [1,7,8,9,10]. Однак, адаптація оператора до статико-динамічних характеристик ЛА потребує додаткового підвищення його психофізичного навантаження, що супроводжується як погіршенням якості пілотування, так і зменшенням резерву часу оператора на виконання цільових завдань пілотування. В залежності від потрібної адаптації та якості виконання завдань пілотування погіршується сприйняття оператором ЛА як об'єкта управління, що відображається у погіршенні експертних оцінок оператором ЛА в експериментальних дослідженнях [1,3,5,7]. Оператор, взагалі, не в змозі виконувати завдання пілотування при "поганих" характеристиках стійкості та керованості ЛА.

Проте існуючі методи прогнозування якості ЛА як об'єкта ергатичної системи управління не дозволяють надійно формувати бажані для оператора характеристики ЛА, особливо при застосуванні сучасних автоматизованих систем забезпечення стійкості та керованості [1,3,5,7]. Діючі нормативні документи [3,5,7], що регламентують характеристики стійкості та керованості ЛА, по-перше, передбачають можливість реалізації припустимих, але не найкращих для оператора, характеристик ЛА, по-друге, розраховані на спрощену структуру моделі об'єкта управління без урахування її змін при автоматизації контуру ручного управління.

У зв'язку з вищенаведеним прогнозування оцінки оператором ЛА різноманітного призначення в залежності від їхніх статико-динамічних характеристик як об'єктів ергатичної системи управління є актуальною науково-прикладною проблемою.

Мета статті полягає в теоретичному та експериментальному обґрунтуванні математичної моделі сприйняття оператором ДПЛА в залежності від його статико-динамічних характеристик як об'єкта ергатичної системи управління.

Для досягнення цієї мети пропонується математична модель сприйняття оператором ЛА як об'єкта ергатичної системи управління з довільною структурою, яка базується на математичному моделюванні процесу пілотування ЛА та використанні закономірності взаємозв'язку сенсорного простору людини з елементами фізичного простору [6,8,9,10].

Процес пілотування розглядався у вигляді системи стеження "оператор – ЛА", яка наведена на рис. 1.

Корисний сигнал на вході системи $g_з(t)$ формується способом фільтрації білого шуму $w(t)$, що відповідає співвідношенню

$$\ddot{g}_з(t) + 2\xi_*\omega_*\dot{g}_з(t) + \omega_*^2 g_з(t) = \omega_*^2 w(t),$$

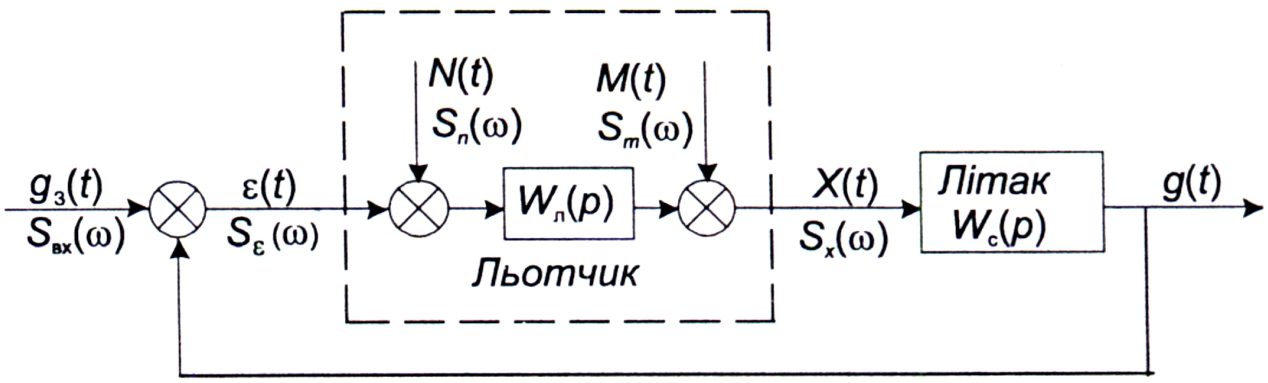


Рис. 1 Схема системи стеження "оператор - ЛА"

де ξ_* та ω_* забезпечують можливість формування сигналів для різних завдань управління.

Динамічні властивості оператора в контурі управління цією системою моделювалися за допомогою квазілінійної моделі, до якої входить лінійна складова $W_o(p)$ та ремнанта, яка відповідає шумам оператора. Ремнанта включала шум спостереження $N(t)$ та моторний шум $M(t)$ у вигляді нормальних стаціонарних випадкових процесів, що не корельовані між собою і корисним сигналом (див. рис. 1). Врахування шумів $N(t)$ та $M(t)$ в системі здійснювалося за допомогою їх спектральних характеристик $S_n(\omega)$ та $S_m(\omega)$, пропорційних відповідно до дисперсії помилки стеження σ^2_ε та дисперсії управляючих дій оператора σ^2_x. При цьому враховувались шуми, що характеризують поріг чутливості оператора [7,8,9,10].

Лінійна складова моделі оператора за відсутності його адаптації в контурі управління розглядалася у вигляді некомпенсованої моделі [5, 6, 7]:

$$W_o^н(i\omega) = K_o^н \exp(-i\omega\tau_o),\ (\tau_o = 0{,}3\ \ c).$$

У цьому випадку некомпенсована розімкнена система "оператор – ЛА" відповідала частотній характеристиці

$$W_p^н(i\omega) = W_o^н(i\omega)\cdot W_{ЛА}(i\omega). \tag{1}$$

Після адаптації в контурі управління, частотна характеристика розімкненої системи змінювалася та відповідала компенсованій системі вигляду

$$W_p^к(i\omega) = \Delta W_к\ (i\omega)\cdot W_p^н(i\omega), \tag{2}$$

де $\Delta W_к(i\omega)$ - компенсація, яку вносить оператор у розімкнену систему.

Дії оператора в контурі управління, у рамках його обмежених можливостей, відповідають регулятору, що забезпечує для системи, яка розглядається, мінімум функціонала вигляду [7,8,9,10]

$$\sigma_p^2(i\omega) = \int_0^\infty S_\varepsilon(\omega)d\omega, \tag{3}$$

де $S_\varepsilon(\omega)$ - спектральна характеристика сигналу помилки стеження $\varepsilon(t)$;

$$S_\varepsilon(\omega) = |W_\varepsilon^к(i\omega)|^2\ \left[S_{вх}(\omega) + S_ш(\omega)\right];$$
$$S_ш(\omega) = |W_p^к(i\omega)|^2\ S_n(\omega) + |W_{ЛА}(i\omega)|^2\ S_m(\omega);$$
$$W_\varepsilon^к(i\omega) = (1 + W_p^к(i\omega))^{-1},$$

де $S_{вх}(\omega)$ - спектральна характеристика $g_з(t)$.

Значення σ^2 в експериментах мають високу кореляцію з експертними оцінками оператора, які відображають міру сприйняття ним пілотажних якостей ЛА. Проте розрахунок мінімальних значень функціонала (3) має принципові труднощі. Крім того, згідно із законами психофізики (закон Вебера стосовно сигналів, що змінюються у часі) оператор сприймає не зміну інтегральної характеристики (3), а зміну спектра сигналу $S_\varepsilon(\omega)$.

Спектр помилки стеження $S_\varepsilon(\omega)$ має характерну особливість, яка полягає в наявності двох локальних максимумів на визначених несучих частотах. Одна з них відповідає частоті $\omega_{вх}$, що характеризує ширину спектра корисного вхідного сигналу. Друга відповідає частоті резонансу $\omega^к_р$ замкненої системи "оператор – ЛА" (рис. 2).

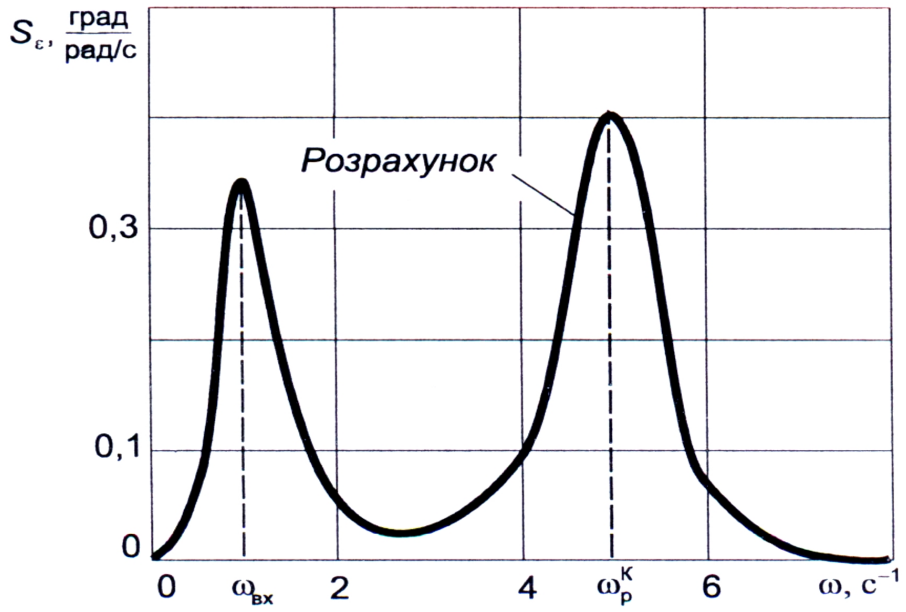


Рис. 2 Спектр помилки стеження $S_\varepsilon(\omega)$.

Навколо несучих частот зосереджена основна потужність спектра $S_\varepsilon(\omega)$, яка визначає σ^2_ε, що дозволяє вважати ці частоти визначальними під час формування сприйняття оператором якості ЛА як об'єкта ергатичної системи управління. При цьому реалізація $S_\varepsilon(\omega)$, що мінімізує σ^2_ε, буде досягатися за рахунок компенсації $\Delta W_к(i\omega_{вх})$, яка вноситься оператором навколо несучих частот. Тому значення частотної компенсації $\Delta W_к(i\omega_{вх})$ й $\Delta W_к(i\omega^к_р)$ можуть розглядатися як подразнювачі (стимули), котрі у відповідності з законами психофізики мають формальний взаємозв'язок зі ступенем сприйняття оператором якості об'єкта управління.

Для визначення перетворення, що встановлює такий взаємозв'язок, запишемо частотну компенсацію за допомогою компенсації по амплітуді та фазі

$$\Delta W_к(i\omega) = |\Delta W_к(i\omega)| \exp(i\Delta\Psi_к(\omega)). \qquad (4)$$

Вважаючи спочатку, що необхідність компенсації на частоті $\omega_{вх}$ відсутня ($\Delta W_к(i\omega_{вх}) = 0$), у відповідності з логарифмічним законом Фехнера для ступеня сприйняття оператора, маємо

$$I_к = K \lg \Delta W(i\omega^к_р)$$

або, враховуючи (2) і (4),

$$I_к = K \lg \frac{|W_p^к(i\omega_p^к)| \exp(i\Psi_p^к(\omega_p^к))}{|W_p^н(i\omega_p^к)| \exp(i\Psi_p^н(\omega_p^к))}. \quad (5)$$

Розкриваючи вираз (5) після здійснення необхідних перетворень, маємо

$$I_к = I_0 \left[\Delta L_к^2(\omega_p^к) + \rho^2 \Delta\Psi_к^2(\omega_p^к)\right]^{\frac{1}{2}},$$

де $\Delta L_к(\omega_p^к) = 20 \lg \frac{|W_p^к(i\omega_p^к)|}{|W_p^н(i\omega_p^к)|}$;

$\Delta\Psi_к(\omega_p^к) = \Psi_p^к(\omega_p^к) - \Psi_p^н(\omega_p^к)$;

$\rho = \frac{20 \lg e}{57{,}3} \left[\frac{\partial Б}{град}\right]$;

$I_0 = \frac{K}{20} \left[\frac{1}{\partial Б}\right]$ - коефіцієнт масштабу шкали експертної оцінки.

У випадку $\Delta W_к(i\omega_{вх}) \neq 0$, у виразі (5) з'являється адитивна величина $\Delta I_к$, що обумовлюється компенсацією на низьких частотах ($\omega \approx \omega_{вх}$). Оскільки при малих частотах фазова компенсація оператора незначна і практично не впливає на характеристики замкненої системи, то мінімізація σ^2_ε за рахунок реалізації певного $S_\varepsilon(\omega)$ на цих частотах може досягатися тільки шляхом настройки оператором власного коефіцієнта підсилення K_o відносно його некомпенсованого значення $K_{o\ опт}$. Умова $K_o = K_{o\ опт}$ відповідає $\Delta W_к(i\omega_{вх}) = 0$ і реалізується при коефіцієнті підсилення ЛА $K_{ЛА} = K_{ЛА\ опт}$. Оскільки в розімкненій системі $K_р = K_{o\ опт} \cdot K_{ЛА}$, то для частот, близьких до $\omega_{вх}$, справедливо

$$\Delta W_к(i\omega_{вх}) \cong \frac{K_{ЛА}}{K_{ЛАопт}}. \quad (6)$$

Отже,

$$\Delta I_к = \Delta I_к \left(\frac{K_{ЛА}}{K_{ЛАопт}}\right). \quad (7)$$

Формальне застосування перетворень психофізики по відношенню до подразнювачів у вигляді (6) з урахуванням результатів експериментів змінює залежність (7) наступним чином

$$\Delta I_к = \begin{cases} K_ф \left| \lg \frac{K_{ЛА}}{K_{ЛАопт}} \right| - K_0, \Delta I_к > 0{,}2 \\ K_{ЛА} \left[\frac{K_{ЛА}}{K_{ЛАопт}} - 1\right]^2, \Delta I_к \in [0;0{,}2] \end{cases}$$

Величина $\Delta I_к$ досить мала навколо значення коефіцієнту $K_{ЛА\ опт}$. Наприклад, при відхиленні $K_{ЛА}$ від $K_{ЛА\ опт}$ в межах 50% величина $\Delta I_к$ для ЛА різноманітного призначення не перевищує 0,5 бала по п'ятибальній шкалі експертних оцінок.

Таким чином, ступінь сприйняття оператором ЛА як об'єкта ергатичної системи управління в залежності від характеристик цього об'єкта визначається значенням функціонала

$$I_к = I_0 \left[\Delta L_к^2(\omega_p^к) + \rho^2 \Delta\Psi_к^2(\omega_p^к)\right]^{\frac{1}{2}} + \Delta I_к(K_{ЛА} / K_{ЛАопт}). \quad (8)$$

Практичне застосування функціонала (8) пов'язане з необхідністю визначення амплітудно-фазової частотної характеристики розімкненої компенсованої системи $\Delta W^{к}_{р}(i\omega)$.

З цією метою пропонується використати модель "частоти зрізу", яка має задовільне узгодження з експериментальними даними і забезпечує адекватні характеристики замкненої системи. Ця модель має такий вигляд [7,8,9]:

$$W^{к}_{р}(i\omega) = \frac{\omega_{ЛА}}{i\omega}\exp(-i\omega\tau_{\varepsilon}),$$

де $\omega_{ЛА}$ і τ_{ε} - параметри, що визначаються за відомими характеристиками ЛА $W_{ЛА}(i\omega)$ та частотою $\omega_{вх}$, яка характеризує ширину спектра вхідного сигналу.

Параметри $\Delta L_{к}$ і $\Delta\Psi_{к}$ у функціоналі (8) можуть бути визначені при заданій умові настройки коефіцієнта підсилення $K^{н}_{р}$ розімкненої некомпенсованої системи (1). Така умова виходить із аналізу дисперсії помилки σ^{2}_{ε}, представленої у вигляді

$$\sigma^{2}_{\varepsilon} = \sigma^{2}_{\varepsilon_{вх}} + \sigma^{2}_{\varepsilon_{ш}},$$

де $\sigma^{2}_{\varepsilon_{вх}} = \int_{0}^{\infty}\frac{S_{вх}(\omega)d\omega}{|1+W^{к}_{р}(i\omega)|^{2}}$; (9)

$$\sigma^{2}_{\varepsilon_{ш}} = \int_{0}^{\infty}\frac{S_{ш}(\omega)d\omega}{|1+W^{к}_{р}(i\omega)|^{2}}.$$

Настройка $K^{н}_{р}$, при якій визначені значення параметрів $\Delta L_{к}$ і $\Delta\Psi_{к}$, повинна забезпечувати $\Delta W_{к}(i\omega_{вх}) = 0$, що відповідає рівності $\sigma_{\varepsilon\,вх}$ для компенсованої і некомпенсованої систем. Для реальних завдань управління $S_{вх}(\omega)$ є неперервною функцією, що з достатньою точністю задовольняє умові $S_{вх}(\omega > \omega_{вх}) = 0$, $\omega_{вх} < \omega^{к}_{р}$. Тому для виразу (9) справедливо

$$\sigma^{2}_{\varepsilon_{вх}} = \int_{0}^{\omega_{вх}}\frac{S_{вх}(\omega)d\omega}{|1+W^{к}_{р}(i\omega)|^{2}}. \qquad (10)$$

Із (10) у відповідності з теоремою про "середнє" з урахуванням монотонності функції, яка стоїть у знаменнику, при $\omega_{вх} < \omega^{к}_{р}$ випливає, що рівність $\sigma_{\varepsilon\,вх}$ для компенсованої і некомпенсованої систем еквівалентна рівності амплітудних характеристик помилки на частоті $\omega_{вх}$ для цих систем, тобто

$$\frac{1}{|1+W^{к}_{р}(i\omega_{вх})|} = \frac{1}{|1+W^{н}_{р}(i\omega_{вх})|}. \qquad (11)$$

Рівність (10) є умовою настройки коефіцієнта підсилення $K^{н}_{р}$ розімкненої некомпенсованої системи $W^{н}_{р}(K^{н}_{р}, i\omega)$ під час розрахунку параметрів $\Delta L_{к}(\omega^{н}_{р})$ і $\Delta\Psi_{к}(\omega^{к}_{р})$. Якщо за компенсовану систему прийнята модель "частоти зрізу", із (10) маємо

$$\left|W^{н}_{р}\left(K^{н}_{р}*i\omega\right)\right|^{2} + 2\left|W^{н}_{р}\left(K^{н}_{р}*i\omega\right)\right|\cos\psi^{н}_{р}(\omega_{вх}) - L(\omega_{вх}) = 0,$$

де $L(\omega_{вх}) = (\omega_{ла}/\omega_{вх})^{2} - 2(\omega_{ла}/\omega_{вх})\sin\omega_{вх}\tau_{\varepsilon}$

Розв'язуючи рівняння (11) відносно $|W^{н}_{р}|$, нехтуючи величиною $cos^{2}\Psi^{н}_{р}(\omega_{вх})$ і беручи до уваги, що

$$\left|W^{н}_{р}\left(K^{н}_{р}*i\omega\right)\right| = K^{н}_{р}\left|W_{ла}\left(K_{ла}=1/\omega_{вх}\right)\right|,$$

отримуємо

$$K_p^н = \frac{\sqrt{L(\omega_{вх})} - \cos \Psi_p^н(\omega_{вх})}{|W_{ЛА}(K_{ЛА}=1, i\,\omega_{вх})}. \qquad (12)$$

При відсутності необхідності компенсації по коефіцієнту підсилення $K^н_p$, що відповідає $K_{ЛА}=K_{ЛА\ опт}$, $K_о=K_{о\ опт}$, із (12) маємо залежність оптимального для оператора коефіцієнта підсилення ЛА від його динамічних характеристик

$$K_{ЛАопт} = \frac{\sqrt{L(\omega_{вх})} - \cos \Psi_p^н(\omega_{вх})}{K_{о_{опт}} |W_{ЛА}(K_{ЛА}=1, i\,\omega_{вх})}. \qquad (13)$$

Оптимальне значення коефіцієнта підсилення оператора $K_{о\ опт}$ є його внутрішньою характеристикою, не пов'язаною з характеристиками об'єкта управління.

Результати розрахунку оптимальної для оператора чутливості управління ЛА в різноманітних каналах, що отримуємо за допомогою співвідношення (13), добре узгоджуються з результатами експериментів при різних динамічних характеристиках ЛА управління (рис. 3, 4) [7,11].

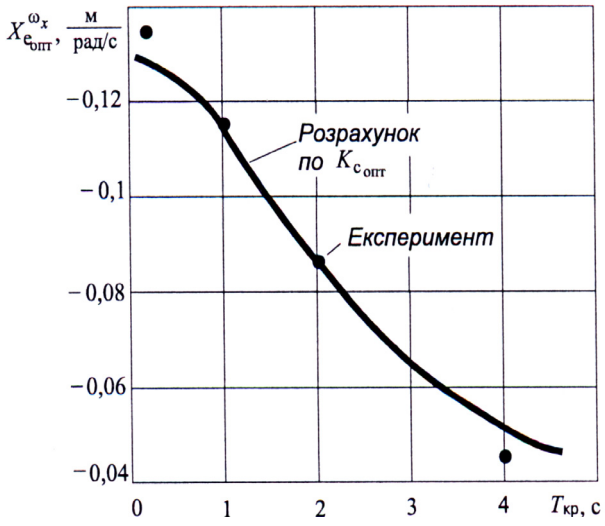


Рис. 3

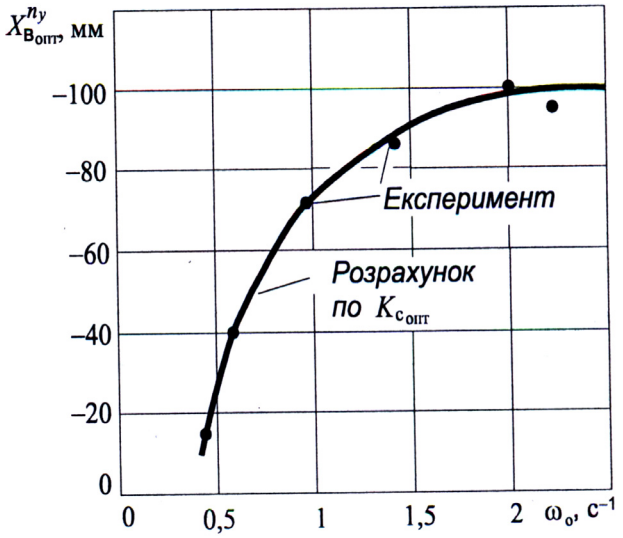


Рис. 4

Експериментальна перевірка можливості застосування функціонала (8) проводилась шляхом порівняння результатів розрахунку за його допомогою з експертними оцінками операторів, виставленими за офіційно прийнятими шкалами (рис. 5). Для ЛА з різними характеристиками в різних завданнях і каналах управління розсіювання експериментальних оцінок відносно розрахункових знаходиться в межах ±0,5 балів за п'ятибальною шкалою. Таке розсіювання не перевищує розсіювання оцінок, виставлених різними операторами за однакових умов.

Застосування функціонала (8) пропонується для вирішення задач оптимізації характеристик ЛА як об'єктів ергатичної системи управління. При цьому ЛА, який характеризується простором параметрів $\overline{Z} = \{Z_i\}$, буде найкращим чином сприйматися оператором, якщо значення цих параметрів забезпечують мінімум функціоналу

$$I_к = I_o\left\{\Delta L_к^2\left[|W_{ЛА}(i\,\omega_p^x, \overline{Z})|\right] + \rho^2 \Delta\, \Psi_к^2\left[\Psi_{ЛА}(\omega_p^x, \overline{Z})\right]\right\}^{\frac{1}{2}} + \Delta I_к\left(\frac{K_{ЛА}}{K_{ЛАопт}(i\,\omega_{вх}, \overline{Z})}\right).$$

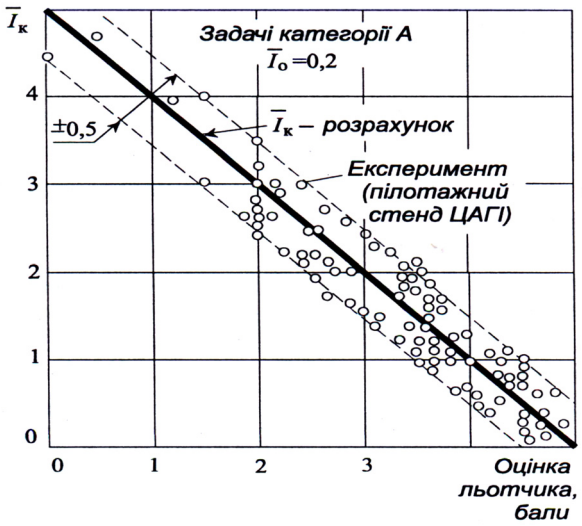


Рис. 5

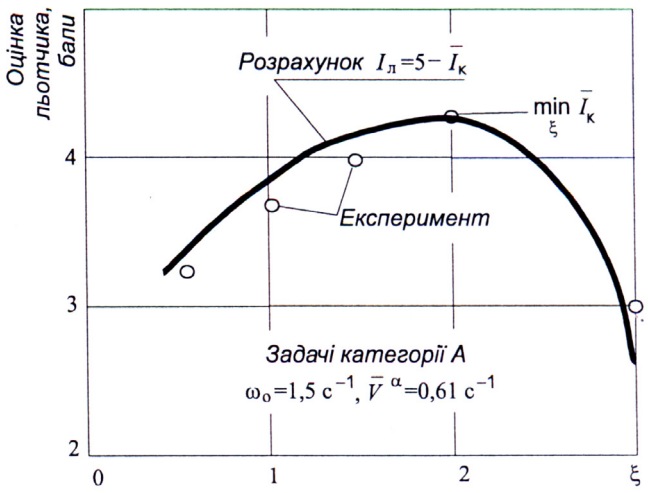


Рис. 6

Результати розрахунку оптимальних значень варійованих параметрів задовільно узгоджуються з їхніми значеннями, отриманими в експериментах (рис. 6).

Список літератури

1. *Гуськов Ю.П., Загайнов Г.И.* Управление полетом самолетов. – М.: Машиностроение, 1980. – 213 с.

2. *Пашковский И.М.,Леонов В.А.,* Поплавский Б.К. Летные испытания самолетов и обработка результатов испытаний.--М.: Машиностроение, 1985. – 416 с.

3. *Бюшгенс Г.С.,Студнев Р.В.* Аэродинамика самолета: Динамика продольного и бокового движения.– М.: Машиностроение, 1979. – 352 с.

4. *Пашковский И.М.* Устойчивость и управляемость самолета. М.: Машиностроение, 1975. – 328 с.

5. *Рудис В.И.* Полуавтоматическое управление самолетом. Системы ручного управления самолетом.—М.: Машиностроение, 1978.- 152 с.

6. *Леонов Ю.П.* Теория статистических решений и психофизика. – М.: Наука, 1977. – 223 с.

7. Летчик как динамическая система в контуре управления летательным аппаратом // Обзор ЦАГИ, 1984. – Вып. 635. - 167 с.

8. *Шеридан Т.Б. Феррел У.Р.* Системы человек – машина. Модели обработки информации, управления и принятия решений человеком-оператором. – М.: Машиностроение, 1980. - 400 с.

9. *Цибулевский И.Е.* Человек как звено следящей системы. – М.: Наука, 1981. – 288 с.

10. *Ройг Р.* Сравнение деятельности человека-оператора и оптимального линейного регулятора по критерию среднеквадратической ошибки // Инженерная психология за рубежом. – М.: Прогресс, 1967. – С. 384-392.

11. *Миронович В.М.* Метод оценки степени согласования характеристик объекта ручного управления с психофизическими возможностями оператора // Кибернетика и вычисл. техника. – К.: Наук. думка, 1994. – Вып. 103. – С. 109-114.

А.М. Пашаев, М.Г. Шахтахтинский, П.Ш. Абдуллаев, А.Дж. Мирзоев
(Национальная Академия Авиации, Азербайджан, Баку)

СИСТЕМА ДИАГНОСТИРОВАНИЯ АВИАЦИОННОГО ГТД С ПРИМЕНЕНИЕМ МЕТОДОВ SOFT COMPUTING

Исследования в области создания автоматизированных систем диагностирования технического состояния (ТС) авиационных газотурбинных двигателей (АГТД) показывают на недостаточную обоснованность применения систем, основанных только на одном из известных методов диагностирования, так как ни один из методов не является универсальным и абсолютно надежным [1]. Естественно, что подобные системы диагностирования, построенные на основе одного классификатора, не смогут в полной мере удовлетворить возрастающие требования, предъявляемые к диагностированию двигателей, как в онлайновом (в режиме реального времени), так и в оффлайновом режиме.

Анализ последних исследований [2] показывает, что системы диагностирования ТС АГТД, базирующиеся на комбинации различных методов, еще мало изучены и требуют тщательных исследований.

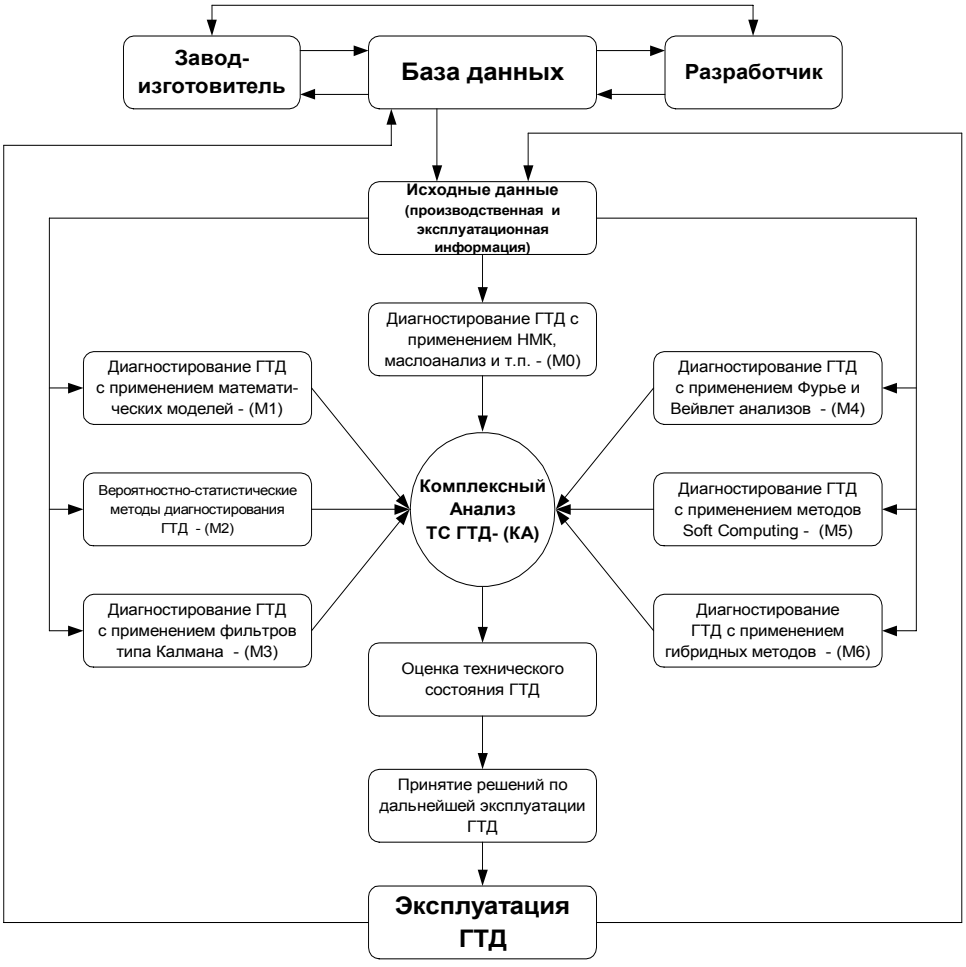


Рис.1. Структура Комплексной Системы Параметрического Диагностирования Авиационного ГТД

Учитывая вышеприведенный анализ существующих работ, назрела острая необходимость в создании и применении комплексного подхода, с использованием новой технологии Soft Computing, при диагностировании ТС АГТД с использованием Нечеткой Логики и Нейросетевых методов. Применение данного подхода требует устойчивого и эффективного использования ресурсов современной информационной технологии.

Предлагаемая комплексная система основана на Комплексном Анализе термогазодинамических и механических параметров работы АГТД с применением различных методов, приведенных на рис.1. При этом методы Soft Computing применяются как в отдельности, так и в комбинации с другими методами (например, $M1+M2+KA$ и т.п., см. рис.1, «+» - условный знак комбинирование), что позволяют производить поэтапную оценку ТС АГТД.

Рассмотрим подсистему диагностирования с использованием алгоритма $M2+M5+KA$ (рис.2). Для реализации рассматриваемой подсистемы диагностирования АГТД проанализируем отдельные этапы ее формирования.

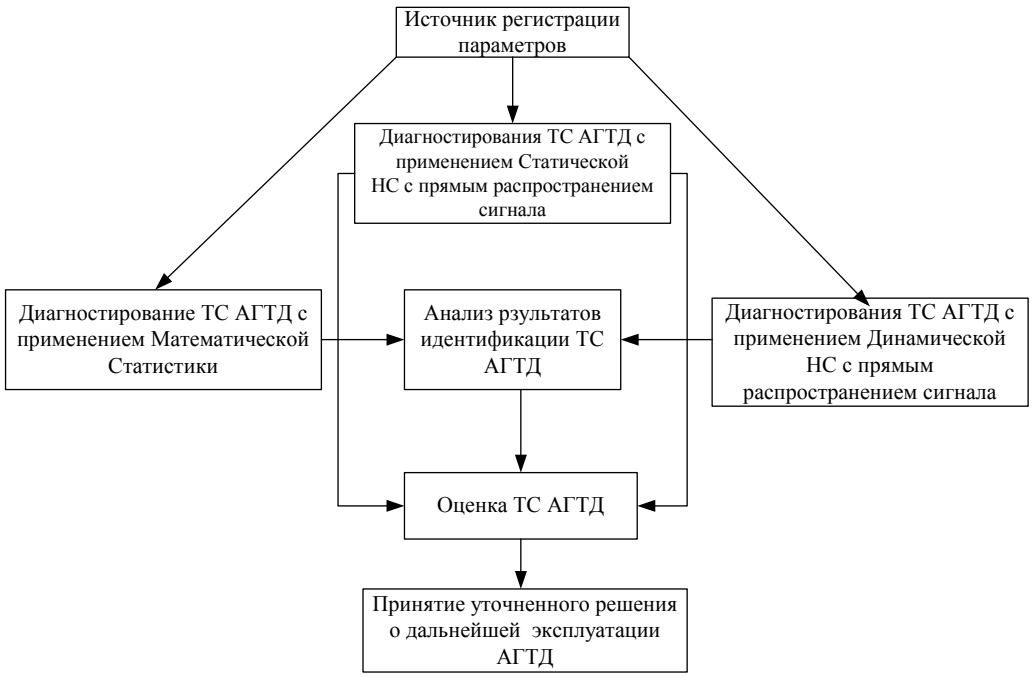


Рис. 2 Нейро-статическая подсистема диагностирования ТС АГТД ($M2+M5+KA$)

Процесс диагностирования двигателя, в начале эксплуатации, заключается в оценке состояния АГТД на основе статической НС с прямым распространением сигнала, путем обучения последнего имплантированным банком неисправностей однотипных двигателей (первый этап). При этом источником формирования имплантированных неисправностей двигателя являются результаты численных экспериментов с применением нелинейной полуэмпирической Математической Модели двигателя и модели двигателя полученной на основе множественного регрессионного анализа параметров [3]. Несмотря на грубую идентификацию ТС АГТД, преимуществом данного этапа является возможность формирования первоначального «портрета» двигателя на раннем этапе его эксплуатации.

На втором этапе рассматриваемой подсистемы диагностирования ТС АГТД анализируется наличие развития неисправности двигателя на основе нейро-статистической обработки параметров двигателя. При этом статистическая идентификация состояния двигателя начинается с $N=60$-го измерения, что соответствует подчинению накопленных значений регистрируемых параметров АГТД к нормальному закону распределения [1].

Статистический подход обнаружения развития неисправности двигателя основывается на формировании гибких диапазонов регистрируемых параметров и сравнении их значений с расчетными верхними и нижними границами изменений:

$$P_n^B = \overline{P_n} + K_{1,n}\sqrt{S_n^2};$$

$$P_n^H = \overline{P_n} - K_{1,n}\sqrt{S_n^2},$$

где $\overline{P_n}$ и S_n - среднее значение и среднеквадратичное отклонение параметров двигателей; $K_{1,n}$ - толерантный коэффициент, зависящий от числа измерений n, принятого уровня значимости и доверительной вероятности.

Нейросетевой подход выявление неисправности базируется на формировании верхнего и нижнего порогов выходного (диагностируемого) параметра нейросетевой модели (НМ) двигателя соответствующие началу необратимого состояния АГТД. При этом выходной (диагностируемый) параметр НМ двигателя уточняется на основе анализа динамики изменения основных характеристик распределений параметров ($A(P_i)$ и $E(P_i)$), которые позволяют сформировать пороги необратимого неисправного состояния двигателя по формулам:

$$U_{П}^{B} = P_n + \gamma_B,\ \gamma_B = P_б \alpha_1;$$
$$U_{П}^{H} = P_n + \gamma_H,\ \gamma_H = P_б \alpha_2,$$

где P_n - значение выходного параметра последнего замера, $P_б$ - базовое значение выходного параметра, определяемое как среднеарифметическое за три последовательных замера, $\alpha_1 = 0.5 \div 0.6$ и $\alpha_2 = 0.1 \div 0.2$ - коэффициенты, полученные на основе экспериментальных исследований неисправностей двигателей.

По результатам синтеза анализов нейро-статистического выявления развития неисправности двигателя выдается предупредительная рекомендация первого уровня о ТС АГТД.

Завершающим этапом рассматриваемой подсистемы диагностирования ТС АГТД является принятие решения о текущем состоянии двигателя по результатам предполагаемого (ожидаемого) и имплантированного подходов идентификации двигателя. Проверка гипотезы базируется на сравнительном анализе комбинаций результатов предполагаемого (ожидаемого) и имплантированного подходов оценки узла неисправности двигателя с помощью логической модели блока принятия решений. При совпадении результатов предполагаемой и имплантированной локализации узла двигателя, логическая модель имеет простую структуру, в противном случае за базовое решение принимается результат предполагаемой локализации, а узел, соответствующий результату имплантированной идентификации, берется под особый контроль и без проведения наземного углубленного анализа АГТД к дальнейшей эксплуатации не допускается.

Предложенный алгоритм обработки полетной информации АГТД позволяет сформировать легко адаптируемую, для различных конфигураций средств регистрации и типов двигателя, автоматизированную систему диагностирования ТС АГТД, которая проходит успешную экспериментальную реализацию на двигателях ПС-90-76SW, Д30КУ-154, RB-211-534E и PW127 и рекомендуется к применению в технической эксплуатации вышеприведенных двигателей [1,2].

Список литературы

1. *M.G. Shaxtaxtinskiy, P.S. Abdullayev, A.C. Mirzoyev, A.S. Yakushenko, V.N. Oxmakevich:* “Application Of Soft Computing Methods In Complex Condition Monitoring System For Aviation Gas Turbine Engines”, Матеріалы 8 міждународної науково – технічеської конференції “АВИА - 2007”. Т.2 – К.: НАУ, 2007, с. 31.14-31.17
2. *А.Д. Мирзоев «Комплексная система диагностирования авиационных газотурбинных двигателей» //* Авиационно-космическая техника и технология, ХАИ, 2007, № 6 (42), с. 47-59.
3. *Мирзоев А.Д.* Применение методов Soft Computing в комплексной системе диагностирования авиационных ГТД // XV Туполевские чтения: Международная молодёжная научная конференция, 9 - 10 ноября 2007 года: Материалы конференции. Том I. Казань: Изд-во Казан. гос. техн. ун-та. 2007, с. 347-350

УДК 629.735

Р.К. Мирзаев, кандидат технических наук (Самарский Государственный Аэрокосмический Университет, Россия)

ПРОЦЕССНЫЙ ПОДХОД К ОБЕСПЕЧЕНИЮ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТОВ С УЧЕТОМ РАЗЛИЧНЫХ ФАКТОРОВ

Рассматривается проблема обеспечения безопасности полетов в новой концепции ИКАО (Руководстве по управлению безопасности полетов), в котором при системном подходе требуется обеспечивать приемлемый уровень безопасности полетов (БП) для эксплуатанта, однако в отличие от системного процессный подход учитывает динамический процесс(полет), который учтены при разработке классификации БП, методов и алгоритмов оценивания показателей уровня БП с учетом различных факторов.

В настоящее время проблемы обеспечения БП и их решения является приоритетной задачей государства. При этом в условиях рыночной экономики роль государства отводится не только во внедрение с помощью уполномоченных органов (Министерство Транспорта и Аэронавигационного комитета) Глобальный план (Нормы и стандарты) ИКАО, но и контроль за состоянием безопасности полетов ит.д.[1,2].

Анализ военной и гражданской авиации РФ и других стран мира за последние 20 лет показал:

1. Уровень БП продолжает оставаться неудовлетворительным.
2. Традиционные подходы к решению проблемы БП становятся неэффективными.

В связи с этим ИКАО разработала в конце 2006г новое Руководство по управлению безопасности полетов (РУБП), внедрение которой в авиакомпаниях стран – членов этой организации намечено на 01.01.2009г. Согласно требованиям Стандартов и Рекомендуемой практики (SARPS) ИКАО каждое Государство – член ИКАО обязано соблюдать SARPS ИКАО и должен иметь Программу обеспечения безопасности полетов (БП) в целях достижения приемлемого уровня безопасности при производстве полетов, а каждый эксплуатант воздушных судов (ВС) должен иметь систему управления безопасностью полетов (СУБП), одобренную государством и внедренную до 01.01.2009 – для достижения приемлемого уровня в рамках своей сфере деятельности.

Основой новой концепции БП является системный подход, предусматривающий комплексное решение задачи предотвращения АП. Поскольку ОБП является сложной проблемой, системный подход позволяет с единых позиций решать ее, учитывая многообразия ситуаций, возникающих в работе АС. Управление БП обеспечивается путем внедрения замкнутой системы с обратной связью из эксплуатации ЛА.

Задачей обеспечения БП при этом является предотвращение АП путем своевременного выявления и недопущения неблагоприятных факторов, сочетания которых может привести к тяжелым последствиям. Деятельность по предотвращению АП осуществляется на всех этапах жизненного цикла, включая проектирование, изготовление, испытание и эксплуатацию ЛА, создание средств и методов управления воздушных движений , подготовку наземного и летного состава, средств и методов контроля деятельности авиационного персонала, его профессионального уровня и выявления факторов, проявление которых снижает БП .

Традиционное нормативное обеспечение БП и АП, построенное на основе законов и нормативных положений, позволяет достичь определенного уровня БП и остается неотъемлемым элементом деятельности авиации. Однако, сформировавшийся подход к оценке БП, построенный на анализе статистики АП и инцидентов, не позволяет отразить истинное текущее состояние БП, тем более спрогнозировать его на предстоящие полеты или на период, поскольку АП — крайне редкое явление, чтобы статистическую оценку считать достаточно достоверной. Кроме того, авиацион-но-транспортная система — это сложная динамическая эргатическая система, следовательно, разнесенные во времени наблюдения

(измерения параметров, характеризующих ее состояния) не могут считаться равнозначными (равноточными) и требуют особого математического и методического подхода к процедурам оценки текущего состояния БП, а тем более предстоящего.

Несомненна ценность информации о факторах, оказавшихся аварийными, и о проявившихся их сочетаниях, но выявлять эти факторы приходится при расследовании АП и инцидентов, в условиях дефицита информации, иногда по фрагментам объектов и субъектов исследования. Поэтому в Руководстве ИКАО по ПАП и в Руководстве по управлению безопасностью полетов (РУБП) делается упор на *"активный поиск аварийных факторов,* которые необходимо устранять и избегать". Такой подход способствует реализации "проактивной" стратегии по пути: **от факторов риска АП** (пока они не стали аварийными) **— к предотвращению АП**[4]**.**

Для предотвращения АП очевидная актуальность перехода от "ретроактивной" к "проактивной" стратегии ПАП обусловила необходимость проведения фундаментальных исследований, направленных на создание соответствующих научных, методических, нормативных, организационных и аппаратных основ управления уровнем БП [2].

Разработка новых методов и средств обеспечения БП должна базироваться на исследованиях глубинных причин АП и учитывать особенности современных систем «экипаж –ВС(ЛА)-Среда». Такими особенностями являются:

1.Возрастание сложности ЛА.

2.Возрастание сложности решаемых задач.

3.Повышение требований к летным персоналам.

Возрастание сложности АТ резко отражается на уровень безопасности полетов в ГА в последнее 20 лет не только усложнением и внедрением информационной и телекоммуникационной технологии в структуру ЛА, но и современных компьютерных систем спутниковой навигации (ГЛОНАС), использующие технологии ГИС (геоинформационные системы) . Традиционные методы предотвращения АП здесь стал неэффективным. Дальнейшее сокращение количества АП возможно путем поиска и внедрения новых методов , более глубоко и досконально учитывающих природу возникающих отклонений в работе АС. Затраты на предотвращение АП нелегко поддаются сравнению с выгодой, получаемой в результате внедрения мер. Однако очевидно, что внедрение нетрадиционных мероприятий, при вложении определенных средств , дает положительный эффект, так как они позволяют выявить и устранить причины отклонений в работе АС.

Сложность решаемых задач опирается на теорию БП, отражая многоуровневую систему, включает концепцию, принцип, понятия, критерия, модели, методы и средства их обеспечения , дают современные знания закономерности функционирования АС, определяющих БП.

Основным понятием, используемым в области БП, является понятие авиационного происшествия (АП). Основными методами являются методы теории вероятностей и математической статистики. Основные задачи проводимых исследований решаются на основе статистических данных об АП и инцидентах и состоят в оценке вероятности их возникновения и выявления статистических закономерностей влияния на эти оценки различных факторов. [3,4]

Для предотвращения АП в конкретном полете необходимо уметь оценивать опасность (угрозу) полета в каждый момент времени, выбирать наименее опасные способы выполнения полетного задания, а так же активно противодействовать возрастанию опасности в полете.

Факторы и причины, связанные с ним полетные ситуации (ПС), их оценки , показатели и уровни БП выявляются следующими методами

1. Вероятностные
2. Статистические
3. Экспертные

Кроме того при расчете различных статистических показателей БП предлагается метод простого скользящего среднего, поскольку именно этот метод используется при формирование требований к уровни БП государства в глобальном плане обеспечения БП ИКАО. Выбор того или иного метода ОБП осуществляется по критерию снижения уровни БП.

Опыт эксплуатации ЛА показал , что авиационные происшествия (АП) происходит в основном в результате неблагоприятного сочетания нескольких отклонений в работе различных элементов авиационной системы (АС). АС представляет собой организационно и динамически взаимодействующую совокупность функционально связанных элементов, таких как ЛА, летный состав, служба управление воздушным движением (Ув ВД), служба подготовки и обеспечения полетов.

Предлагаемые нами классификация БП учитывает и предусматривает сбор, обобщение и анализ информации о проявлении факторов, способных привести к АП.

В качестве объекта управления подлежит рассмотрению системы "Экипаж—Воздушное Судно—-Среда" ("Э— ВС—Ср"), которая также как АТС является сложной, динамической, многоуровневой, иерархически построенной системой. Именно ее со- стояние подлежит оценке, прогнозированию и коррекции (управлению) по уровню безопасности.

Условно всё факторы, влияющие на БП, можно классифицировать по их происхождению и объединить в четыре группы, содержащие однотипные явления, события, действия и процессы:

— факторы, связанные с состоянием авиационной техники(ТФ);

— факторы, связанные с действиями пилота (ЧФ);

— факторы, связанные с динамикой полета (ДФ);

— факторы, связанные с внешними условиями и воздействиями(ВФ).

Очевидно, что чем сложнее система, тем больше пространство состояний, в которых она может находиться. Круг решаемых задач и располагаемых возможностей позволяет ограничиться рассмотрением некоторого подпространства состояний системы "Э—ВС—Ср", которое не охватывает функциональные состояния, относящиеся к нормальным, т. е. штатным, но включает в себя континуум известных функциональных состояний, которые в той или иной степени представляют угрозу БП, а именно, приводят к классификации ОС:

— усложнение условий полета (УУП);

— сложная ситуация (СС);

— аварийная ситуация (АС);

— катастрофическая ситуация (КС).

Вероятность возникновения особых полетных ситуаций при использовании по назначению на час налета (усложненные условия полета (УУП), сложная ситуация (СС), аварийная ситуация (АС), катастрофическая ситуация (КС)):

- количество погибших пассажиров на 100 млн. км;
- средний налет на одно АП для типа ВС;
- среднее количество полетов на одно происшествие;
- вероятность завершения полета без **АП** и др.

Новая концепция и идеология предотвращения АП и инцидентов ИКАО по внедрению в государство и авиакомпаниям РУБП предполагает: создание в авиакомпании системы управления безопасностью полетов (СУБП), которая:

- выявляет фактические и потенциальные угрозы безопасности;
- гарантирует принятие корректирующих мер, необходимых для уменьшения факторов риска/опасности;
- обеспечивает непрерывный мониторинг и регулярную оценку достигнутого уровня безопасности полетов.

Следовательно, в отличие от системы обеспечения безопасности полетов СУБП акцентирована не на ожидании негативного события, а на выявлении опасных факторов в авиационной системе, которые еще не проявились, но могут стать причиной инцидентов,

аварий и катастроф. Такой подход в профилактике авиационных происшествий получил наименование «проактивный».

Нами были разработаны метод и алгоритм оценивания показателей уровня БП эксплуатанта ВС через вероятностный подход, учитывающий группы неблагоприятных факторов : ЧФ, ТС, среда, ДП и особые ситуации (ОС) появляющиеся в полете: К, Ав, СИ, И.

Предлагаемый метод и алгоритм (показатель БП и метод):

- отвечает требованию ИКАО (ст.14.18 РУБП) – степень соответствия достигнутого авиакомпанией в условиях неопределенного в РФ приемлемого уровня БП – заданному ИКАО;
- проводить текущий контроль уровня БП эксплуатантов ВС по сертификационному требованию;
- позволяет прогнозировать уровень БП в авиакомпаниях с использованием статистических и экспертных методов;

Вывод

Таким образом, разработанная классификация БП позволяет переходит от системного подхода к процессному , успешно решает задачу управления уровнем БП ЛА , могут быть выделены и выбраны соответствующая вероятностная модель БП. Совершенствование теории БП требует совместных усилий специалистов различных отраслей и привлечения методов все большего количества базовых наук. В связи новой концепции ИКАО (Руководства по управлению безопасности полетов) целесообразно выделить ряд не затронутых проблем и направлений развития теории БП, которые, по мнению авторов, необходимо продолжить и развивать в первую очередь:

1) разработка правовых вопросов государственного регулирования;
2) уточнение и унификация понятийного аппарата для всех видов авиации;
3) разработка концепции активного управления уровнем БП на всех стадиях жизненного цикла АТ с учетом стоимости и эффективности затрат на производство и обслуживание ЛА, ущерб от АП и др.;
4) разработка критериев и методов нормирования БП по всем категориям причин и факторов, в том числе с учетом "человеческого фактора";
5) разработка критериев и методов оценки степени опасности полетной ситуации на борту ЛА в режиме реального времени или с прогнозированием;
6) разработка методологии построения бортовых технических средств обеспечения безопасности полетов с использованием искусственного интеллекта;
7) разработка теоретических основ расследования авиационных происшествий и инцидентов.

Список литературы

1. Руководство по управлению безопасностью полетов (РУБП) (Doc 9859-AN/460). Издание первое — 2006 год.— ИКАО, 2006.
2. Руководство по предотвращению авиационных происшествий. (Doc 9422-AN/923). Первое издание — 1984 год.— ИКАО, 1984.
3. *Жулев В. И., Иванов В. С.* Безопасность полетов летательных аппаратов: (Теория и анализ).— М.: Транспорт, 1986.— 224 с.
4. ГОСТ Р 51898-2002 Аспекты безопасности. Правила включения в стандарты.С,
5. Руководство по информационному обеспечению автоматизированной системы обеспечения безопасности полетов воздушных судов гражданской авиации Российской Федерации (АСОБП).— М.: Аэронавигационное консалтинговое агентство, 2002.
6. *Козлов В.В.* Классификация причин авиационных происшествий инцидентов – эффективное средство повышения безопасности полетов/ Труды общества независимых расследователей АП.(выпуск12а) – М.:Полиграф, 2001г.

УДК 378.14-057.87:006.015.5(045)

В.О. Касьянов, доктор технічних наук,
Ю.Т. Гуз, кандидат технічних наук,
І.В. Прохоренко
(Національний авіаційний університет, Україна)

МОДЕЛЬ ВІРТУАЛЬНОГО СУБ'ЄКТА

Розроблено модель «віртуального суб'єкта», яка базується на врахуванні використання активних та пасивних ресурсів суб'єктів навчального процесу, з врахування етичних факторів при виборі альтернативного рішення.

Аналіз останніх досліджень і публікацій

Ідея «віртуального суб'єкта» (колективного розуму) не є абсолютно новою. Дослідження попередніх науковців стосовно формування колективного рішення головним чином з'ясовували соціологічні питання [1]. І, як правило сам процес формування колективного рішення частіше всього зводився до задачі в якій визначалося «колективне мислення» а отриманий результат формував оцінку питанням, які розглядалися.

Використання оцінок «віртуального суб'єкта» приймають певну актуальність під час різних в наш час соціологічних опитувань.

Алгоритм оцінки «віртуального суб'єкта» зводиться до визначення суми прийнятих рішень кожним тестуючим суб'єктом за рахунок чого прогнозується вихідний результат проблемно-ресурсної ситуації.

Не врахування суб'єктивних факторів суб'єктів складає недолік методів і формує необ'єктивність результату.

Визначення факторів етичної системи кожного суб'єкта, дозволяє сформувати оцінку етичної системи суб'єктів групи і може надати можливість підвищити рівень об'єктивності оцінки «віртуального суб'єкта».

Постановка проблеми

У даний час, перед кожним вищим навчальним закладом (ВНЗ) дуже актуальним стає питання з підвищення, як якості навчання так і рівня технологічних процесів, що відбуваються у навчальному процесі (НП). Технологічні процеси НП виконуються за традиційними системами і кредитно-модульною системою навчання. Перехід від традиційної системи навчання на кредитно-модульну систему спричинив ряд певних обтяжень, як для студентів так і для викладацького складу і для обслуговуючих НП – технологічних процесів. В технологічних процесах НП і існуючих системах навчання не ураховується вплив суб'єктивних факторів суб'єктів і «віртуального суб'єкта», що на даний час розвитку НП складає, як актуальність так і недолік в їх управлінні.

Ціль даної статті – є створення моделі з формуванням вигляду «віртуального суб'єкта».

Основна частина

Управління навчальним процесом (НП) Вищих навчальних закладів (ВНЗ) відноситься до задач, складність яких характеризується багаточисельними компонентами впливу.

Оцінка якості сучасного НП здійснюється за традиційними створеними схемами і моделями керування процесами суб'єктів навчання без врахування суб'єктивних факторів учасників процесу.

Для більшої забезпеченості конкурентноспроможності у ринкових відносинах суб'єктів НП і підвищення об'єктивності рівня процесу управління та якості НП на наш погляд до схем і моделей керування НП необхідно включити моделі, які базуються на врахуванні використання активних та пасивних ресурсів суб'єктів НП.

У цьому плані найбільш складною задачею є задача про формування прийнятого рішення «віртуальним суб'єктом», як зв'язуючим фактором групи суб'єктів. Складність задачі пояснюється багаточисельною нечіткістю визначення суб'єктів НП.

Грунтування нечіткого визначення природи чи причини з прийнятого рішення суб'єктами НП базується на їх еволюційних складових.

Одним з головних і принципових при побудові моделі «віртуального суб'єкта» є врахування етичних факторів – елементів деяких моделей переваг при виборі альтернативного рішення.

Проведений нами аналіз дозволяє стверджувати, що формування етичної системи суб'єктів враховує чотири неутилітарні компоненти: − етнічна, історична, релігійна і культурна [2].

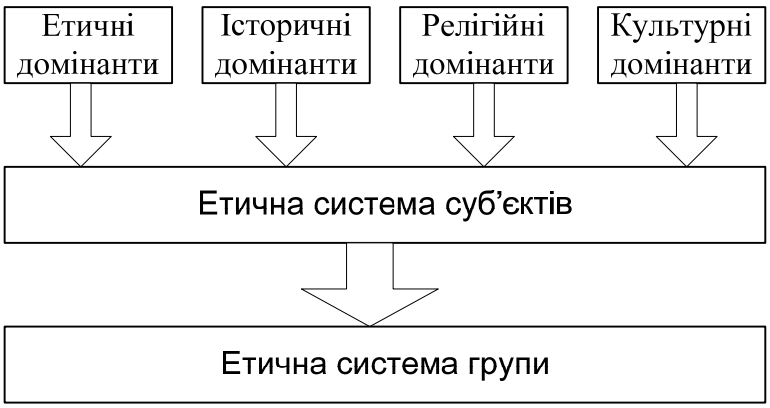


Рис.1. Формування етичної групи

Як показано на рис.1. – етична система суб'єктів з'єднує в одне ціле етичні, історичні, релігійні та культурні домінанти в систему етичних імперативів, які чинять своєрідний вплив на формування розподілу переваг 1-го та 2-го роду [3].

В етичній системі групи формування прийнятого рішення отримується шляхом інтегруючої оцінки колективного мислення.

В нашій роботі колективному мисленню ми надаємо термін «віртуального суб'єкта» і надалі цей термін будемо використовувати, як рішення колективного мислення. З властивостей «віртуального суб'єкта» нами встановлено, що груповим утворюючим фактором є релігія і матеріальна нерівність суб'єктів. Передбачується, що обставину матеріальної нерівності можна врахувати використовуючи взаємні корисності. Так наприклад, чим більша матеріальна нерівність і чим більша взаємна корисність в абсолютному обчисленні тим міцніші зв'язки будуть у групі і тим меншу роль буде відігравати у свідомості «віртуального суб'єкта» найбідніші члени групи.

Слід також звернути увагу, якщо передбачити, що в групі з повними рівноцінними значеннями, взаємні корисності можуть бути сильними (наприклад технологічна корпорація), але «віртуальний суб'єкт» інвестується кожним членом групи. Переходячи на терміни суб'єктивного аналізу, для якого основним постулатом є оптимальність розподілу переваг справедливо постають питання – хто в даному випадку є автором оптимальності, хто формує функціонал і розв'язує відповідну варіаційну задачу. В нашому дослідженні «віртуальний суб'єкт» - розглядається, як окремі індивідуальні частини свідомості та психіки функціонування яких здійснюється в «унісон» і мають загальну множину альтернатив S_a, як перетин індивідуальних альтернативних підмножин. Причому деякі з них можуть існувати тільки, як корпоративні, в силу того, що відповідні потрібні ресурси перевищують можливості кожного з членів групи окремо з потребою для своєї реалізації консолідації індивідуальних ресурсів, як активних так і пасивних.

Ефективність управління групою залежить від поглядів керівника і «віртуального суб'єкта» - якщо погляди суб'єктів НП не співпадають то як правило виникає конфліктна ситуація і процес управління стає неефективним [4].

Формування образу «віртуального суб'єкта» - можливо досліджувати двома шляхами:

1. перший заключається в тому, що кожний індивідуальний суб'єкт екстимізує свій власний критерій (функціонал) і випрацьовує свій індивідуальний розподіл переваг з урахуванням наявності корпоративних проблем і передачі ресурсів з метою їх консолідації.[5]
2. другий підхід до формування образу «віртуального суб'єкта» передбачає існування суб'єкта на рівних правах з рештою реальними суб'єктами, як $M+1$ суб'єкт і займає частину свідомості кожного реального суб'єкта.

В цьому варіанті «віртуальний суб'єкт» є носієм єдиного функціонала і розв'язує $M+1$ варіаційну задачу з метою генерування колективного прийняття рішення, яке визнане всіма розподілами переваг на визначеній загальній множині альтернатив S_a.

Нехай $S_{aj}(j \in 1,\overline{M})-$ індивідуальні множини утилітарних (або предметних) альтернатив. Використовуючи прийом побудови охоплюючої множини, припустимо, що цією множиною є:

$$S_a = \bigcup_{j=1}^{M} S_{aj} .$$

Тоді множину корпоративних альтернатив можна виділити як:

$$S_a = \bigcap_{j=1} S_{aj} .$$

Також при цьому передбачається, що можливість консолідації індивідуальних ресурсів була обумовлена раніше таким чином, що в S_{aj} містяться і ті альтернативи, що потребують консолідації ресурсів. Безперечно серед альтернатив S_a можуть знаходиться і альтернативи, що не потребують консолідації ресурсів. І на закінчення ми можемо розглядати перетин множин S_{aj} різних підгруп суб'єктів розмірності $M-1$, $M-2$, $M-3$,…Далі нехай $S_{Jj}-$ індивідуальні множини етичних імперативів, а $S_j^{''}$ сформована множина, що представляє собою множини тих етичних імперативів, котрі «визнають» всі члени групи, а пару $\left\{S_j^{'n}, \pi(J)\right\}$ визначає «етику групи». Дослідженням передбачається і те, що індивідуальні переваги $\pi_j(\sigma_k)$ альтернатив $\sigma_k \in S_a^{'}$ і індивідуальні характеристики значимості імперативів $\pi_j(J_s)$ на множині $S_J^{'}$ зовсім мало відрізняються одне від одного, «нерозрізнені зовні»:

$$\pi_j(\sigma_k) \approx \pi_i(\sigma_k);$$
$$\sigma_k \in S_a^{'}; i \ \ \forall i, j \in 1,\overline{M};$$
$$\pi_j(J_s) \approx \pi_i(J_s);$$
$$J_s \in S_J^{'}, \forall i, j \in 1, M .$$

Використання розподілу $\pi_j(\sigma_k J_s)$ на добутку $S^{'} = S_a^{'} \cdot S_J^{'}$, можливе в разі передбачити що

$$\pi_j(\sigma_k J_s) \approx \pi_i(\sigma_k J_s); \ \forall j \ , \ i \in 1,\overline{M} .$$

Степенні близкості розподілу можна оцінити кількісно. Віднесемо пару до $S^{'}$, якщо

$$\left|\pi_j(\sigma_k, J_s) - \pi_i(\sigma_k, J_s)\right| \le p^* ,$$

де p^*- мала величина (0,1;0,05;0,01…).

В цьому разі члени групи можуть сприймати себе «на множині $S^{''}$», як дещо єдине-з'являється суверенний «віртуальний суб'єкт» з іменем − «ми» і колективною частиною свідомості, що примушує кожного реального суб'єкта діяти спільно в складі групи. Побудова пропонуючої в роботі моделі обумовлена відповідністю найменш автономному і відокремленому «віртуальному суб'єкту», точкою опори якої є наступні допущення:
1.Кожний з N індивідуальних суб'єктів оптимізує свій власний функціонал. 2. Для кожного суб'єкта j його множина альтернатив розподілена на дві множини $S_{aj}^{'}$ і S_{am}: $S_{aj} = S_{aj}^{'} \cup S_{am}$,

де S_{am} містить альтернативи загальні (в частковості − корпоративні) для всіх суб'єктів, $S_{aj}^{'}$ − множина виключно персональних альтернатив j.

3. Функція ефективності має доданки у котрих утилітарні складові не залежать від номера суб'єкта. Це має місце для альтернатив $\sigma_s \in S_{am}$.

Нехай кожний індивідуальний функціонал має вид:

$$\Phi_{\pi j} = -\sum_{k=1}^{N_j^{'}} \pi_j(\sigma_k)\ln\pi_j(\sigma_k) - \sum_{k=1}^{N_j^{'}} \pi_{jm}(\sigma_s)\ln\pi_{jm}(\sigma_k) \pm$$
$$\pm\beta_{1j}\sum_{k=1}^{N_J^{'}} \pi_j(\sigma_k)F_j(\sigma_k) \pm \beta_{1j}\sum_{k=1}^{N_j^{'}} \pi_{jm}(\sigma_s)F_m(\sigma_k) + \gamma\left(\sum_{k=1}^{N_j^{'}} \pi_k(\sigma_k) + \sum_{S=N_j^{'}+1}^{N} \pi_{jm}(\sigma_s)\right)$$

Підкреслимо, що кожний суб'єкт має індивідуальні ендогенні параметри β_{1j} і β_{2j}.

Розподіл переваг $\pi_j(\sigma_k)$ і $\pi_{jm}(\sigma_s)$ мають наступний вигляд:

$$\pi_j(\sigma_k) = \frac{e^{\pm\beta_{ij}F_i(\sigma_k)}}{\sum_{p=1}^{N_j^{'}} e^{\pm\beta_{1j}F_i(\sigma_p)} + \sum_{S=N_j^{'}+1}^{N} e^{\pm\beta_{2j}F_m(\sigma_s)}}; \quad (1)$$

$$\pi_{jm}(\sigma_k) = \frac{e^{\pm\beta_{2j}F_m(\sigma_s)}}{\sum_{p=1}^{N_j^{'}} e^{\pm\beta_{1j}F_J(\sigma_p)} + \sum_{S=N_j^{'}+1}^{N} e^{\pm\beta_{2j}F_m(\sigma_s)}}. \quad (2)$$

В даному випадку переваги корпоративних альтернатив $\sigma_s \in S_{am}$ зберігають свою індивідуальність, тобто залежать від номеру суб'єкта j, і зв'язані з некорпоративними перевагами наступним виразом:

$$\pi_{jm}(\sigma_s) = \pi_j(\sigma_k)\frac{e^{\pm\beta_{2j}F_m(\sigma_s)}}{e^{\pm\beta_{1j}F_j(\sigma_k)}}. \quad (3)$$

В формулах (1,2,3) через F_j і F_m позначені корисності U_j, U_m або вірогідності L_j, L_m.

Висновок

Розроблено модель «віртуального суб'єкта», яка базується на врахуванні використання активних та пасивних ресурсів суб'єктів навчального процесу, а також врахування етичних факторів при виборі альтернативного рішення.

В результаті проведеного аналізу, було сформовано, що етична система суб'єктів враховує чотири неутилітарні компоненти: − етнічну, історичну, релігійну і культурну.

Також встановлено, що груповим утворюючим фактором є релігія і матеріальна нерівність суб'єктів.

Література

1. *Turner J.H.* Sociology. Concepts and uses. Me Grew Hill. 1994. − 263 p.

2. *Майер Д.* Социология психология. − СПб.: Питер, 1999. − 684 с.

3. *Касьянов В.А.* Элементы субьективного анализа: Монография. − К.: НАУ, 2003. − 224с.

4. *Стратонович Р.Л., Гришанин Б.А*. Ценность информации при невозможности наблюдения оцениваемой случайной величины // Техническая кибернетика №3 − М.: АН СССР, 1966.

5. *Гурин Л.С., Дымарский Я.С., Меркулов А.Д.* Задачи и методы оптимального распределения ресурсов. − М.: Сов.радио, 1968.− 463 с.

УДК 629.735.083.06 (045)

В.М. Воробьёв, доктор технических наук,
В.А. Захарченко, кандидат технических наук,
В.В. Тихонов, кандидат технических наук,
С.С. Ильенко
(Национальный авиационный университет, Украина)

ПОВЫШЕНИЕ УРОВНЯ ПОДГОТОВКИ ЭКИПАЖА С УЧЕТОМ ЭФФЕКТА ДИНАМИЧЕСКОГО СТЕРЕОТИПА

Эффект динамического стереотипа позволяет по-иному взглянуть на процесс приобретения и закрепления экипажем навыков оператора в особых полётных ситуациях с использованием современных исследовательских информационных технологий и средств.

Введение. Полёт современного ВС может происходить в особых полётных ситуациях, вызванных различными причинами: отказами авионики и силовой установки, воздействием среды, отказами комплекса «экипаж-ВС-среда» (эргатическими факторами) и т.д. Комплексным показателем надёжности является *отказобезопасность*, характеризующая качество функционирования конечного звена безопасности полёта, с изменениями аэродинамических, прочностных свойств ВС и увеличением психофизиологической напряженности экипажа.

Психофизиологическое состояние экипажа тесно коррелируется с функциональными свойствами ВС и характеризуется триединством физического, психического и социального статусов здоровья. Психическая деятельность базируется на мировосприятии, с индивидуальным отношениям к раздражающим факторам. Совместно с характерологической и интеллектуальной составляющими, психическую окраску деятельности придает эмоциональная сторона как важного элемента психики и здоровья в целом [1].

Эффект динамического стереотипа характеризуется закреплением у человека условных рефлексов при совокупности различных раздражителей в многократных опытах и его усиления в особых полётных ситуациях. Влиянием механизмов образования и особенностей протекания динамического стереотипа при выработке двигательных навыков, механизмов, высших интегративных процессов сложных форм условнорефлекторной деятельности занимались учёные: И.О. Нарбутович, Ф.П. Майоров, П.К. Анохин, З.А. и др.

В 80…90% авиационных происшествий пилоты не могли противодействовать негативным факторам наложения неожиданного возмущения, что говорит о необходимости учета этого фактора в программах подготовки летного персонала .

Эмоциональная компонента играет важную роль в энергетическом и ценностном наполнении других составляющих, а эмоции – это интегрированная обобщённая характеристика благополучия и комфорта индивидуума. Вместе с тем эмоции – важное связующее звено социального и психического статусов, а их механизмы в значительной степени определяют положение в психосоциальном континууме здоровья.

Индивидуальная матрица эмоционального здоровья на жизненном цикле постоянно меняется, совершенствуется, самокорректируется. Интегральная оценка эмоционального здоровья важна и для определения ее положения к зонам риска, включая *эмоциональную напряженность*, границей которых являются состояние хронического стресса и ступора. Динамическая оценка за период времени может быть использована для прогнозирования состояния с целью совершенствования.На основании анализа специальной литературы и работы [2] основными составляющими эмоциональной компоненты психического статуса являются *модальность, адекватность, динамичность и экспрессивность.*

Модальность – интегральное состояние как проявление эмоционального баланса, реализованного в определенном пространственно-временном континууме. Положительные эмоции и хорошее настроение характеризует психическое здоровье человека.

Адекватность – чувствование, характеризирующееся по знаку и силе. В основе адекватности лежит самокоррекция, самоконтроль и саморегуляция.

Динамичность – характеристика устойчивости стабильности и уравновешенности.

Экспрессивность – выразительность, сила проявления чувств и переживаний, характеризуемых амплитудой. Этот показатель индивидуален, но при нормировании может служить индикатором психологического состояния индивидуума.

Постановка задачи. Эти показатели представляют различные грани эмоциональной составляющей, но тесно связаны между собой. Для количественной оценки ее применим *метод нормированной унификации разнокачественной информации (МНУРИ).* Формирование *интегральной оценки эмоционального статуса* осуществляется на основе диагностической модели как линейно взвешенной суммы относительных оценок составляющих эмоциональной напряженности [3].

$$ДЕ=К_М М_{ОТН}+К_А А_{ОТН}+К_Д Д_{ОТН}+К_Э Э_{отн};\ \ К_М+К_А+КД+КЭ=1;$$

где *ДЕ* – обобщенная оценка эмоциональной напряженности.

На рис.1 изображена четырехуровневая иерархическая структура «дерева цели» проблемы «Здоровье индивидуума», предложенная авторами:

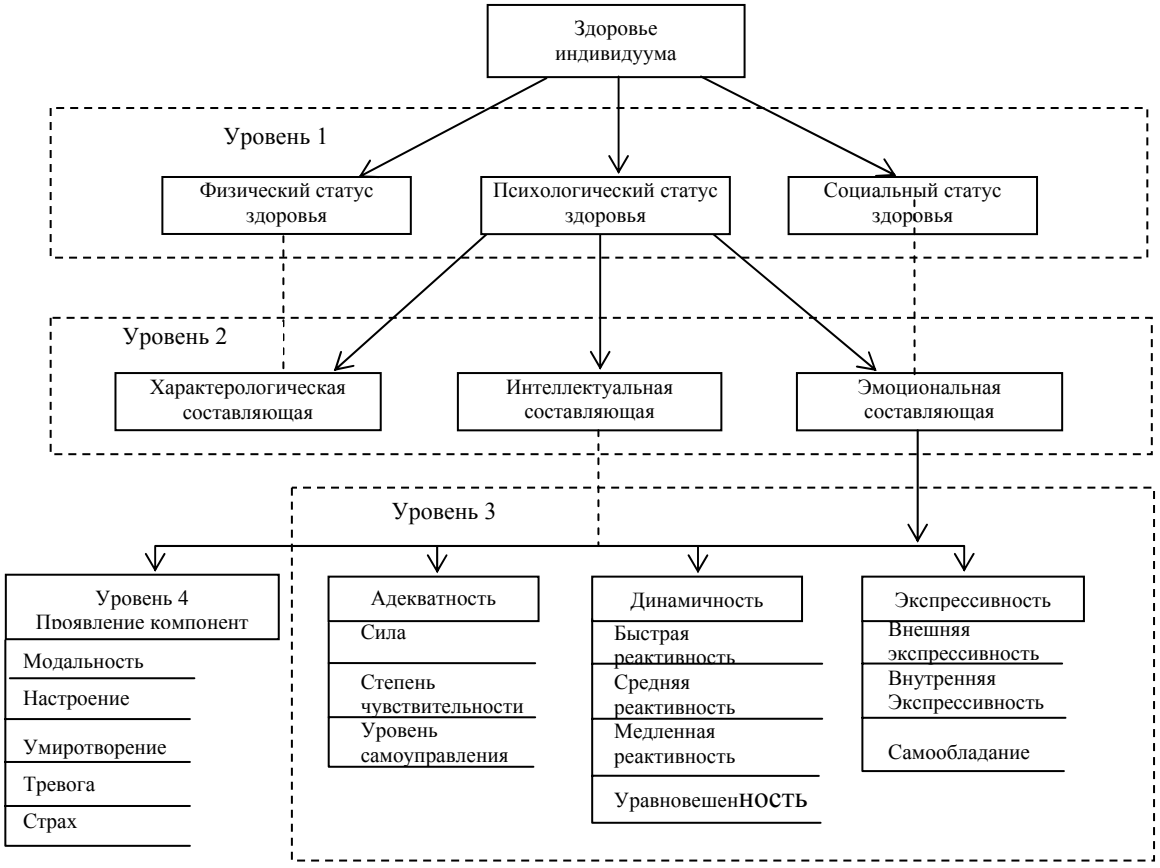


Рис.1. Иерархическая структура «дерево цели» проблемы «Здоровье индивидуума»

Первый уровень представляет компоненты физического, психического и социального статуса здоровья.

Второй уровень включает в себя декомпозицию психического статуса на компоненты: характерологическую, интеллектуальную и эмоциональную.

Третий уровень отражает декомпозицию эмоциональной напряженности на компоненты модальности (М), адекватности (А), динамичности (Д), экспрессивности (Э).

Четвертый уровень «дерева цели» представляет собой вопросы-тесты, конкретные для данного компонента.

Особенности, анализ и этапы динамического стереотипа пилотов гражданской авиации. Явление динамического стереотипа человека было сформулировано И.М.

Сеченовым и впервые обьяснено И.П. Павловым. *Динамический стереотип* – интегральная совокупность привычных (по И.П. Павлову) условных рефлексов – реакций, соответствующих раздражителям стимульного ряда: сигнальным, порядковым и временным параметрам и характеристикам. Закрепление во внутреннем стереотипе многократно повторяемой совокупности сигналов раздражителей (при протекающих процессах в центральной нервной системе) объясняет суть «павловских» условных рефлексов, когда текущее функциональное состояние (рефлекторный ответ) становится сигналом для последующего ответа и подтверждается. При устойчивом стереотипе функциональная последовательность нервных процессов закрепляется с соблюдениям адекватности сигналу (знак, последовательность, интенсивность), а далее вызывает однозначную реакцию даже на единичный сигнал.

По своей структуре динамический стереотип может быть простым и сложным; по нервным связям – сенсорным, центральным, двигательным и смешанным.

Выходным эффектом – реакцией человека-оператора на совокупность раздражителей является *двигательная функция*, которая адекватно или неадекватно отражает процесс управления объектом, т.е. категорию действия-провотидействия (усиление-затормаживание), что является центральной в формировании двигательных динамических стереотипов при подготовке экипажа. Тенденция пилотирования и навигации ВС не снижает роли командира ВС, вводя в то же время новое качество: «пилотирующий – не пилотирующий». В связи с этим отдельной красной чертой в работе [4] подчеркивается необходимость совершенствования авиационной транспортной системы и качества подготовки командиров ВС ГА на новой изменившейся во времени основе.

Оснащение современных ВС комплексами высоконадежной авионики, совершенствование аэродинамических и конструкционных характеристик, принципов навигации, переход на прогрессивные формы эксплуатации в значительной степени изменили требования к психологии и функциональному содержанию экипажа. Путем автоматизации удалось избавиться от целого ряда недостатков в подготовке экипажа и существенно снизить аварийность, однако «человеческий фактор», преобразуясь, сохраняет свою позицию. Тем более, что зоны аэропортов перегружены, интенсивность полетов высока, а ошибки экипажа видоизменяют себя и становятся более сложными. Тренировки экипажа на комплексных тренажерах в приобретении двигательных функций не дают должного эффекта и не могут «переноситься» от тренажера на ВС автоматически. Методически неправильные навыки, полученные на тренажере, надо исключать и совершенствовать методологию и саму тренажерную технику.

Динамический стереотип как явление *усиленного условного рефлекса человека* проявляется при возникновении гетерогенных отклонений, особенно в особых полетных ситуациях при временном дефиците и особенностях функционирования воздушного судна.

Формирование двигательного стереотипа осуществляется на следующих стадиях: проведения отдельных фрагментов движения и объединения их в целостное явление (этап генерации); нахождения траектории и изменения мышечного напряжения (этап концентрации); развития и оптимизация двигательного навыка на основе интеграции деятельности ряда систем (этап формирования динамического стереотипа).

В третьей стадии проявления двигательной функции контроль сознания существует на всей фазе рабочей деятельности.

Однако при совокупности различных негативных факторов (одновременные отказы различных функциональных систем, неблагоприятные метеоусловия, аварийные ситуации в полёте, близость опасных аэродинамических и прочностных ограничений, неправильные действия экипажа) у отдельных экипажей наблюдается явление усиления динамического стереотипа (ЯУДС) [1]. Там же в работе утверждается, что эффект динамического стереотипа сохраняется при совокупном действии негативных воздействий даже при нормальных условиях полёта, т.е.наступает явление усиления динамического стереотипа. Амплитуда управляющих эффектов возрастает и может выходить к граничным значениям.

Поэтому в программе подготовки экипажей должны быть заложены варианты по парированию ситуации без возникновении ЯУДС.

Из положений российских физиологов М.И. Сеченова и И.П. Павлова следует, что существует взаимосвязь присутствия и отсутствия задержания отраженных движений (в зависимости от полётной ситуации действия и отсутствие одновременно возникающих негативных факторов). В экстремальных условиях эксплуатации ВС (выход репрезентативных параметров полёта за допустимые нормы, попадание в условие «сдвига ветра» и повышенной грозовой деятельности и д.р.) динамический стереотип пилотов необходимо исследовать, хотя можно утверждать, что количественная сторона процесса присутствует, но качественное изменение однополярно (положительно).

В качестве наглядного примера можно было бы провести ряд ситуаций: парирование вручную и автоматически (на моделирующем стенде) возмущения при десантировании груза, действия экипажа на взлёте при срабатывании сигнализации пожара авиадвигателя и д.р.

Выводы и рекомендации

1. Анализ статистической эксплуатационной информации по тяжелым ВС мира за длительный период и материалов ICAO позволил выявить, обобщить причины авиационных происшествий и выделить главные их причины, а именно – «человеческий фактор».

2. Для перспективных и современных ВС необходимо осуществить совершенствование процесса подготовки командиров воздушного судна, так как значительно изменился облик ВС и функциональные возможности комплекса «экипаж – ВС – среда», расширились возможности экипажа в оценке технического состояния ВС и парировании отказов в звеньях комплекса.

3. Явление динамического стереотипа, сформулированное в работах М.И. Сеченова и И.П. Павлова и последователей [1,2] позволяет раскрыть механизм психической и мышечной деятельности оператора – пилота и выявить «на земле» отклонения от желаемых динамических характеристик деятельности для совершенствования навыков формирования оптимального (в широком спектре ограничений) динамического стереотипа поведения.

4. Раскрыта сущность эмоциональной напряженности оператора и сформировано иерархическое четырехуровневое «дерево цели» проблемы «Здоровье индивидуума», что может быть принято за основу (как направление) исследований и в задачах количественной оценки психофизиологической нагрузки экипажа, а также использовано при отборе летного и наземного персонала гражданской авиации.

5. До 90% всего объёма сертификационных исследований создаваемого ВС реализуется «на земле» когда моделируется весь жизненный цикл создания наукоёмкого изделия в аспектах свойств, деятельности при системных ограничениях ресурсов. Особое значение придаётся экстремальным условиям эксплуатации, т. е. поведению комплекса «экипаж – ВС – среда» в особых полётных ситуациях, и по результатам испытаний, включая лётные, формируется экспертная оценка степени лётной опасности, уровень психофизиологической нагрузки, а также рекомендации по совершенствованию конструкции.

Литература

1. *Воробьев В.М., Киселев А.Д., Захарченко В.А., Семида В.С.и др.* Современные проблемы и тенденции автоматизации и взаимодействия кабинного интерфейса комплекса «экипаж – воздушное судно – среда». Части I,2. Кибернетика и вычислительная техника, вып. 153,154. К: НАНУ, ИК им. В.М. Глушкова, – 2007.

2. *Кобзарь Т.А., Кифоренко С.И.* Информационная технология тестирования эмоциональной компоненты психического статуса здоровья человека, Часть 2. Кибернетика и вычислительная техника, вып. 154. К: НАНУ, ИК им. В.М. Глушкова, – 2007, С .40-51.

3. *Котова А.Б., Белов В.М., Пустовойт О.Г.* Унификация разнокачественной информации Кибернетика и числительная техника – 2005. – Вып.147. – с.97-103.

4. *В.А. Теймуразов, В.А. Полтавец.* Анализ безопасности полетов за 50 лет. М.: Авикос – Афес,- 2007.

УДК 629.735.083.08.004.58.(045)

В.П. Захарченко, кандидат технічних наук
(Національний авіаційний університет, Україна)

ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ВІДМОВОБЕЗПЕКИ ІНТЕГРОВАНОГО КОМПЛЕКСУ „ЕКІПАЖ–ПОВІТРЯНЕ СУДНО – СЕРЕДОВИЩЕ”

Для забезпечення відмовобезпеки інтегрованого комплексу „екіпаж – повітряне судно – середовище ”на етапах ЖЦ сформовано конструктивний підхід до створення нових інформаційних технологій, які базуються на моделюванні експлуатаційних випереджаючих стендових випробувань, методології льотних експериментів і оптимізації досліджень.

Для розвитку світового і вітчизняного авіабудування є актуальною і такою, що потребує раціонального вирішення проблема забезпечення необхідного рівня безпеки польотів повітряних суден і ефективності експлуатації авіаційної техніки (АТ). Для України, як авіаційної країни, вирішення вказаної проблеми дозволить створити конкурентоспроможну АТ і закріпити свої позиції в колі її виробників і експлуатантів. Одним з шляхів вирішення проблеми розробки високоефективної АТ є координація дій її розробників, виготовлювачів і експлуатантів, а також реалізація якісного управління процесами на всіх етапах її життєвого циклу (ЖЦ): <наукове обґрунтування соціального замовлення повітряних суден> → <наукове дослідження і вибір шляхів вирішення задач> → <проектування> → <сертифікація> → <серійне виготовлення> → <експлуатація> → <обґрунтування нової потреби суспільства>.

Забезпечення відмовобезпеки інтегрованого комплексу «екіпаж – повітряне судно – середовище» має наступні аспекти своєї реалізації:

- для етапу проектування – створення високонадійних відмовостійких функціональних систем (ФС);
- для етапу сертифікації – створення комплексу необхідної документації для кваліфікації устаткування;
- для етапу експлуатації – адаптація програм і режимів льотної і технічної експлуатації (ТЕ) до підвищених вимог, щодо забезпечення рівнів безпеки і регулярності польотів повітряних суден (ПС);
- для всіх етапів – застосування критерію «витрати – вигоди» (на всьому ЖЦ).

Аналіз проблеми у області розробки, виробництва, сертифікації і експлуатації бортового радіоелектронного устаткування (авіоніки) ПС, висвітив існуючу суперечність між високими вимогами до ефективності функціонування таких систем і можливостями авіапідприємств задовольнити ці вимоги за рахунок раціонального використання своїх ресурсів різного роду. Відмічена суперечність характерна не тільки для процесу експлуатації існуючої АТ, але і для процесу створення нових типів бортового устаткування ПС. Така ситуація в авіаційній галузі вимагає розробки і впровадження нових підходів, направлених на вирішення проблеми забезпечення відмовобезпеки інтегрованого комплексу «екіпаж – ПС – середовище» на всіх етапах його ЖЦ.

Забезпечення відмовобезпеки інтегрованого комплексу «екіпаж – повітряне судно - середовище», є рішенням великої науково-технічної проблеми. Комплекс функціонує і взаємодіє з бортовим обчислювальним середовищем, екіпажем, стандартним і загальнолітаковим устаткуванням, планером, силовою установкою сучасних ПС, з авіонікою нового покоління.

Забезпечення відмовобезпеки комплексу вирішується на базі розкриття внутрішніх властивостей логіко-динамічних функціональних систем авіоніки, що взаємодіють з екіпажем і середовищем в умовах створюваної інтегрованої автоматизованої системи управління (ІАСУ) авіапідприємств на технологічно і інформаційно пов'язаній послідовності етапів життєвого циклу ЖЦ: <проектування > → <сертифікація> → <серійне виробництво >→ <експлуатація>;

- впровадження нових сучасних конструкційних і інформаційних технологій (ISO, CALS, Глобальної супутникової системи зв'язку; безплатформенної інерціальної навігації; концепції «вільного польоту» ВС; відповідності діючим і перспективним вимогам ІСАО).

Управління вектором якості на етапах ЖЦ – основний постулат створення сучасних ПС з авіонікою, де процес моделювання систем і процесів розуміється як безперервний процес створення нової авіаційної техніки на етапах ЖЦ інтелектуальними методами і засобами.

Для реалізації нових концепцій цілеположення, ціледосягнення, системного планування та управління процесами і авіонікою на етапах ЖЦ (при обмеженнях на ресурси) на основі сучасних реалізацій обчислювальної техніки, кібернетики, теорії експлуатації складних поліергатичних систем, системного аналізу і інформатики сформовано конструктивний підхід до створення нових інформаційних технологій, , що базуються на моделюванні експлуатаційних випереджаючих стендових випробувань, методології льотних експериментів і оптимізації досліджень. Це дозволило забезпечити розвиток і формування наукових і методичних основ теорії, методів підвищення системної ефективності інтегрованого комплексу «екіпаж - ПС - середовище» на ЖЦ.

Дослідження проведені відповідно до трьох складових поняття наукового продукту: методологічним, теоретичним і прикладним.

Методологічний аспект проблеми забезпечення відмовобезпеки інтегрованого комплексу «екіпаж -ПС - середовище» базується на принципі єдності функціональних систем авіоніки, взаємодії з екіпажем, планером, силовою установкою, середовищем, як цільовою категорією та процесами реалізації їх властивостей: будови (структури); функціонування, адаптації і розвитку як категорії засобів досягнення мети. На цьому принципі розроблена концепція і сформовані нові завдання підвищення системної ефективності функціонування авіоніки і екіпажа, обслуговуючих комплексів і результатів діяльності. Сформовано підхід до рішення задач системних досліджень відмовобезпеки, як внутрішньої потенційної властивості комплексу «екіпаж - ПС - середовище» і відмовостійкої авіоніки на новій елементній базі (ІМА) в умовах створюваної ІАСУ як об'єкта сучасного авіабудування, що базується на методах, імітаційних моделях і методиках досягнення результатів з максимальною ефективністю.

Сформульовано багатопланове завдання системних досліджень, як фундаментальна науково-технічна проблема, що забезпечує комплексне вирішення забезпечення відмовобезпеки на етапах ЖЦ: <проектування> $\rightarrow$ <сертифікація> $\rightarrow$ <серійне виробництво> $\rightarrow$ <експлуатація> і системну ув’язку льотно-експлуатаційно-надійністних, методичних, організаційних і економічних аспектів управління. Запропоновано системні принципи декомпозиції на логічну сукупність цілей і завдань з використанням імітаційного моделювання і оптимізації.

Методологічно обґрунтовані основні напрями забезпечення відмовобезпеки і відмовостійкої авіоніки та комплексу «екіпаж – ПС - середовище».

Реалізація потенціалу в компонентах авіоніки і екіпажа здійснена за рахунок вирішення внутрішніх і зовнішніх задач згідно цільовим функціям, включаючи резервування різних видів, для забезпечення динамічного процесу підвищення системної ефективності і відмовобезпеки, що прискорюється, в тенденціях програмованої експлуатації авіоніки і ПС майбутнього.

Теоретичний аспект досліджень полягає в узагальненні, розвитку і розробці основ автоматизації процесів системної реалізації властивостей авіоніки (будова, функціонування, адаптація і розвиток), що базуються на формалізації ЛДС авіоніки і розкритті внутрішніх властивостей використанням системної моделі, що взаємно відображає системи, включаючи процеси цілеодосягнення, а також методи, моделі і алгоритми, як засоби їх оптимальної реалізації.

Викладені основні наукові поняття і визначення, які увійшли до аксіоматичних основ досліджень (системна ефективність, відмовобезпека, відмовостійкість, глобальний критерій –

вірогідність благополучного завершення польоту, рівні резервування, області безвідмовної роботи).

Виходячи з принципу кінцевої мети (стосовно програмованої експлуатації) запропоновано метод структурного синтезу законів управління та процесів їх створення. Сформовано концепцію та запропоновано конструктивний підхід до оптимізації якості «СЕП ПС», що ґрунтується на формуванні узагальненого показника якості для оцінки рівня функціонування замкнутої САУ в умовах авіапідприємств.

Для довільного закону розподілу випадкових величин і сформованих понять відмови розроблено математичну модель статистичного оцінювання вірогідності працездатних і відмовних станів енергетичних каналів ПС як логіко-динамічних систем (ЛДС).

На основі системного підходу розроблено концептуальну модель оцінювання показників надійності ЛДС авіоніки на етапах ЖЦ та математичні моделі оцінювання рівнів параметричного резервування СЕП. Представлені в роботі теоретичні результати є новими в теорії експлуатації складних систем, технічній кібернетиці і інформатиці при розробці теоретичних основ проектування і створення програмно-методичних комплексів, виходячи з умов виконання вимог безпеки польотів і ефективності застосування ПС.

У прикладному плані основну увагу приділено реалізації методів, моделей, методик і алгоритмів забезпечення відмовобезпеки комплексу «екіпаж - ПС - середовище» за логічно пов'язаною сукупністю етапів: <системного аналізу внутрішніх властивостей $>\rightarrow$ <структурування проблеми відмовобезпеки за рахунок <резервування $>\rightarrow$ <планування і оптимізація стратегій ТО і Р$>\rightarrow$ <формування архітектури ІАСУ$>\rightarrow$ <формування функціонування авіоніки як ЛДС$>\rightarrow$ <декомпозиція завдань на структури моделей $>\rightarrow <$ визначення відповідності Нормам льотної придатності$>\rightarrow$ <сертифікація авіоніки$>\rightarrow$ <коректування НТД в експлуатації >. Прикладне значення роботи полягає в тому, що вона є науково-методичним і організаційним засобом для розробки сучасних інтегрованих автоматизованих систем, а також включає комплекс практичних методик, моделей, методів, алгоритмів і обґрунтування ТЗ до авіоніки та комплексу «екіпаж - ПС - середовище», рішення актуальних задач ефективного і якісного створення авіоніки і взаємодії ергатичного комплексу по етапам ЖЦ, тобто дає інструментальні засоби авіапідприємствам, які розробляють і експлуатують авіоніку нового покоління.

У основу створення програмованої експлуатації авіоніки покладені методи послідовної реалізації і розвитку функцій управління системною ефективністю і забезпечення відмовобезпеки за етапами ЖЦ.

На основі отриманих методологічних та теоретичних результатів реалізовано методи, моделі і алгоритми забезпечення відмовобезпеки функціонування авіоніки ПС за логічно пов’язаної сукупності етапів створення ІАСУ, як системи, що обслуговує програмовану експлуатацію в умовах авіапідприємства на ЖЦ та надає інструментальні засоби авіапідприємствам-розробникам та експлуатантам. Розроблені в дисертаційному дослідженні теоретичні основи забезпечення відмовобезпеки інтегрованого комплексу «екіпаж – ПС – середовище», дали можливість отримати наукові результати, які мають високий ступінь готовності до впровадження, а деякі положення вже упроваджені в практику роботи АНТК ім. О.К. Антонова “Держ ККБ “Луч”, ДП “Завод 410 ЦА”, Ташкентської АТБ (Узбекистан), “Українського авіаційно-технічного центру”, авіакомпанії City Line Hungary (Угорщина), АК TEPavia – TRANS Ltd (Молдова), ЗАТ “Авіакомпанія “Колумбус” (Україна), АК “Аерочартер”, та в учбовий процес Національного Авіаційного Університету.

Висновки

1. Сформульовано, на основі системного підходу, концепцію забезпечення відмовобезпеки ФС, як таку, що передбачає комплексне вирішення на усьому життєвому циклі. У рамках зазначеної концепції здійснено постановку задач забезпечення безпеки польотів ПС, які потребують подальшого наукового обґрунтування, і запропоновано теоретичні і методичні підходи до їх вирішення.

2. Здійснено постановку задачі визначення раціональних умов забезпечення відмовобезпеки інтегрованого комплексу, що організовується за рахунок розкриття його внутрішніх властивостей, а реалізується – за рахунок раціонального використання виявлених внутрішніх резервів (або додаткових, що привносяться) з метою забезпечення вимог безпеки польотів і економічності експлуатації.

3. На основі отриманих методологічних та теоретичних результатів реалізовано методи, моделі і алгоритми забезпечення відмовобезпеки функціонування авіоніки ПС за логічно пов'язаної сукупності етапів створення ІАСУ, як системи, що обслуговує програмовану експлуатацію в умовах авіапідприємства на ЖЦ та надає інструментальні засоби авіапідприємствам-розробникам та експлуатантам.

4. Розроблено статистичну імітаційну модель сукупності експлуатаційних задач забезпечення відмовостійкості комплексу „екіпаж – ПС – середовище". Модель дозволяє дати оцінку імовірнісних характеристик станів ФС при зміні параметрів окремих її елементів та провести дослідження можливих наслідків відмов і дій екіпажу по відбиванню ОПС. У задачах синтезу ФС перспективних ПС модель може бути використана для обґрунтування вимог до показників надійності ФС у цілому і окремих її елементів, а також для розробки характеристик і параметрів процесів технічної і льотної експлуатації ФС ПС, що проектуються і проходять сертифікацію. Розроблені питання інформаційного забезпечення процедури моделювання.

Список літератури

1. *Захарченко В.А.* Современные проблемы и тенденции автоматизации и взаимодействия кабинного интерфейса комплекса «экипаж – воздушное судно – среда». Часть 1. / В.А. Захарченко, В.М. Воробьев, А.Д. Киселев и др. // Кибернетика и вычислительная техника. – 2007. – Вып. 153. – С. 71-86.

2. *Захарченко В.А.* Современные проблемы и тенденции автоматизации и взаимодействия кабинного интерфейса комплекса «экипаж–воздушное судно–среда». Часть 2. / В.А. Захарченко, В.М. Воробьев, А.Д. Киселев и др. // Кибернетика и вычислительная техника. – 2007. – Вып. 154. – С. 66-81.

3. *Захарченко В.А.* Системная эффективность комплекса «экипаж – воздушное судно – среда» / В.А. Захарченко, В.М. Воробьев, О.Ж. Вашку, А.В. Воробьев // Кибернетика и вычислительная техника. – 2000. – Вып. 126. – С. 48-76.

4. *Захарченко В.А.* Системная модель реализации принципа отказоустойчивости авионики высокой степени целостности и готовности на жизненном цикле / В.А. Захарченко, В.М. Воробьев, С.В. Енчев и др. // Проблеми інформатизації та управління. – 2005. – Вип. 3(4). – С. 31-42.

5. *Захарченко В.А.* Формирование алгоритма реализации отказоустойчивости авионики высокой степени целостности и готовности / В.А. Захарченко, В.М. Воробьев, С.В. Енчев и др. // Електроніка та системи управління. – 2005. – Вип.6. – 12 с.

6. *Захарченко В.А.* Современные концепции управления проектом компьютерно-интегрированной логистической поддержки виртуального авиапредприятия на жизненном цикле / В.А. Захарченко, В.М. Воробьев, С.В. Енчев и др. // Проблеми інформатизації та управління. – 2004. – Вип. 11. – С. 96-100.

7. *Захарченко В.А.* Математическая модель и алгоритм синтеза оптимального комплексирования авионики перспективных воздушных судов на стадии замысла / В.А. Захарченко, В.М. Воробьев, А.Д. Киселев и др. // Автошляховик України. – 2005. – №1. – С.56-63.

8. *Захарченко В.А.* Методологические основы задач оптимизации, планирования и управления экономической эффективностью авионики по критерию «затраты – выгоды» / В.А. Захарченко, В.М.Воробьев, С.С.Ильенко, М.В. Новикова // Проблеми інформатизації та управління. – 2007. – Вип. 2(20). – С. 57-66.

УДК 62-83: 621.313.3

Н.Д. Красношапка, кандидат технічних наук,
А.І. Скалига
(Національний авіаційний університет, Україна)

ЗАСТОСУВАННЯ АВТОМАТИЗОВАНИХ ЕЛЕКТРОПРИВОДІВ В ТЕХНОЛОГІЧНИХ ПРОЦЕСАХ ТРАНСПОРТНОЇ ГАЛУЗІ

Розглянуті питання застосування в технологічних процесах на транспорті автоматизованих електроприводів змінного струму

Вступ. Однією з найважливіших задач, що стоять перед економікою України, є технічне переоснащення сфери виробництва з метою підвищення конкурентної здатності вироблюваної продукції. Для вирішення цієї задачі необхідно разом з підвищенням якості продукції мінімізувати витрати на її виробництво. Зниження енергоспоживання в Україні навіть при збільшенні об'ємів виробництва дозволить скоротити енергозалежність держави від зовнішніх енергоресурсів. Повсюдне застосування в сферах матеріального виробництва і господарської діяльності людини електроприводних пристроїв і об'єми споживаної ними електричної енергії (приблизно дві третини всієї електроенергії, що виробляється, перетворюється в механічну роботу) роблять особливо важливою проблему підвищення енергетичних характеристик електроприводів в сталих і динамічних режимах роботи. Особливо велика в загальному балансі частка електроприводних пристроїв з асинхронними двигунами, енергетичні показники яких в динамічних режимах роботи невисокі. Пускові процеси, що протікають в асинхронних електроприводах, потужність яких порівняна з потужністю енергосистеми, додатково вимагають вживання заходів по обмеженню пускових струмів, що у свою чергу, негативно впливає на їх динамічні властивості і характеристики енергоспоживання.

Сучасний стан розвитку автоматизації технологічних процесів і, зокрема в транспортній галузі, характеризується широким застосуванням комп’ютерної техніки. Сучасні автоматизовані системи керування здатні реалізовувати управління складними технологічними процесами в реальному часі. Розвиток мікропроцесорної техніки дозволив реалізувати різноманітні регулятори, які дозволяють мінімізувати вихідну похибку. Проте максимальна ефективність таких систем керування може бути отримана лише при застосуванні виконавчих пристроїв, які здатні із необхідною швидкодією і високою точністю відпрацьовувати сигнали управління. Найбільшого застосування в якості виконавчих механізмів отримали електричні машини.

Асинхронні двигуни є найбільш дешевими і надійними серед інших видів електричних машин. Відсутність колекторного вузла у двигунів з короткозамкненим ротором суттєво підвищила їх надійність, окрім того такі машини можуть застосовуватись і у пожежовибухонебезпечних умовах, так, як вони не мають іскріння. Найбільш економічним способом регулювання швидкості обертання асинхронного двигуна з короткозамкненим ротором є зміна швидкості обертання магнітного поля за рахунок одночасного регулювання частоти і амплітуди напруги змінного струму [1]. Для реалізації такого способу регулювання застосовують перетворювачі частоти.

Іншим аспектом розвитку автоматизованих систем електроприводу є реалізація функцій ресурсо- і енергозбереження. В допоміжних системах (наприклад подачі води з артезіанських свердловин) найчастіше застосовуються нерегульовані електроприводи змінного струму, в яких реалізований прямий пуск двигуна. Такі механізми можуть працювати із частими пусками, що призводить до зайвих витрат електричної енергії та зменшення ресурсу роботи електричної машини.

Постановка проблеми. Основу автоматичних пристроїв складають електронні регулюючі прилади і виконавчі механізми систем регулювання технологічних параметрів: витрати, тиску, температури і ін.

У структуру типового автоматичного пристрою входять датчик вимірюваного параметра, вимірювальний і регулюючий блоки, виконавчий механізм з сервоприводом, регулюючий орган. Головний недолік існуючого електричного сервоприводу – вибіг вихідного валу, пов'язаний з наявністю обертових мас. Аналіз графіка руху валу виконавчого механізму свідчить, що на вибіг доводиться додаткове переміщення регулюючого органу вже після зняття сигналу, що управляє [2]. Вибіг сервоприводу сильно спотворює динамічні характеристики системи регулювання. Усунення вибігу і тим самим підвищення якості регулювання технологічних параметрів може бути досягнуте за рахунок застосування електроприводів з регульованою швидкістю обертання двигуна, що дозволить формувати необхідну (оптимальну) тахограму руху виконавчого механізму як на ділянці розгону, так і на ділянці гальмування двигуна.

На сьогоднішній день в системах автоматичного керування широко використовуються виконавчі механізми з нерегульованими асинхронними електродвигунами, управління якими здійснюється пусковими пристроями, наприклад, магнітними пускачами.

Це призводить до того, що формування необхідної тахограми рухи виконавчого механізму регулятора і весь процес регулювання має дискретний (часо-імпульсний) характер. Так, для зміни якого-небудь параметра електродвигун сервоприводу кілька разів за цикл відробітку вхідного сигналу (збурення) однієї полярності пускається і зупиняється за допомогою магнітного пускача. Це не дозволяє досягти хорошої якості і мінімального часу регулювання особливо в маневрових режимах. Крім того, переривчастий режим (до 300 включень за годину) роботи сервоприводу істотно знижує терміни служби електродвигуна, магнітного пускача, передавальних пристроїв (трансмісій) виконавчого механізму і всього регулятора в цілому.

При такому управлінні система завжди працює з суттєвим перерегулюванням, не дозволяючи отримати високої точності, і призводить до зайвих витрат сировини, яка дозується за допомогою таких механізмів, та споживаної електроенергії [3]. Для усунення вказаних недоліків намагаються застосовувати складні системи регулювання, які б дозволили зменшити величину похибки. Це призводить до значного ускладнення системи автоматики і не завжди дає очікуваного результату.

Застосування нерегульованих електроприводів середньої потужності, наприклад в системах повітряного охолодження або насосах при реалізації прямого пуску, враховуючи потужність встановлених двигунів, призводить до збільшення встановленої потужності пуско-контакторної апаратури, додаткових перевантажень мережі живлення, а часті пуски сприяють суттєвому погіршенню енергетичних показників обладнання, зниженню надійності та термінів роботи обладнання.

Підвищення точності регулювання координат засобами автоматизованого електроприводу. Одним із дієвих кроків для вирішення таких проблем може бути використання регульованих електроприводів. Значний розвиток силових напівпровідникових приборів на базі IGBT транзисторів дозволив створити компактні і більш дешеві перетворювачі частоти для управління асинхронними двигунами. Для двигунів малої потужності (від сотень до одиниць кіловат) сучасні перетворювачі частоти будуються на базі автономних інверторів напруги з IGBT транзисторами. Недоліком такої системи електроприводу вказаної потужності є те, що вартість перетворювача частоти в декілька разів перевищує вартість самого двигуна. Це значною мірою обмежує їх застосування, адже двигуни такої потужності мають відносно великий пусковий момент (до 1,5–1,8 від номінального), порівняно із двигунами більшої потужності, окрім того величина струмів в процесі пуску дозволяє застосовувати прямий пуск без значного перевантаження мережі живлення.

Головною перевагою пропонованих систем є можливість плавного регулювання швидкості обертання двигуна в залежності від технологічних потреб. В таких електроприводах двигун здійснює частотний пуск і рухається із швидкістю, яка визначається сигналом завдання. Швидкість двигуна може плавно збільшуватись або зменшуватись залежно від зміни завдання. гальмування двигуна також здійснюється зміною частоти напруги живлення. Такі системи дозволяють значно підвищити точність дозування речовини, зменшити перерегулювання [3]. Основний економічний ефект від застосування таких систем найчастіше полягає в підвищенні енергетичної ефективності автоматизованої системи і зменшенні витрат сировини.

Сучасні перетворювачі частоти провідних виробників світу мають в своєму складі інтерфейс RS232 або RS485 для зв'язку з комп'ютером управління і програмування та вбудовані ПІ і ПІД регулятори, що дозволяє у багатьох випадках уникнути додаткових проміжних перетворювачів та пристроїв узгодження.

Підвищення ефективності функціонування обладнання при застосуванні електроприводів. В електроприводах насосів або агрегатів повітряного охолодження на газокомпресорних станціях, які працюють з частими пусками, можна рекомендувати застосовувати асинхронні електроприводи з пристроями плавного пуску.

Пристрої плавного пуску призначенні для обмеження величини пускового струму в процесі пуску асинхронного двигуна. Їх конструкція базується на тиристорному регуляторі напруги з системою імпульсно-фазового управління (СІФУ). Величина струму асинхронного двигуна обмежується за рахунок зменшення напруги, підведеної до статора.

Програмний інтерфейс та система управління такого пускача забезпечують управління пуском і гальмуванням асинхронного двигуна та електронний захист електропривода.

Недоліком запропонованої системи є той факт, що момент, який розвиває асинхронна машина пропорційний квадрату підведеної напруги. Тому чим більше обмежується величина струму під час пуску, тим меншим буде пусковий момент. Така властивість суттєво впливає на можливості обмеження величини пускових струмів механізмів, які мають постійну величину моменту опору, наприклад поршневих насосів. Проте для вентиляторів, наприклад в системах повітряного охолодження, момент опору яких пропорційний квадрату швидкості обертання, величина струму може бути обмеженою в більшому діапазоні. Розрахунки на математичній моделі для асинхронного двигуна потужністю 15 кВт типу 4А160S2У3, показали, що при значному обмеженні пускових струмів (не більше 4-кратного відносно номінального значення), споживання електричної енергії електроприводом буде більше, ніж при прямому пуску двигуна, внаслідок суттєвого зменшення величини динамічного моменту. Проте такий спосіб пуку є незамінним при обмеженій потужності мережі живлення, або при живленні від автономних джерел енергії.

Усунути недоліки, пов'язані із зменшенням величини моменту при обмежені струму в процесі пуску можливо при застосуванні асинхронних двигунів спеціальної конструкції. Наприклад, при частоті мережі живлення 50 Гц є доцільним застосування феромагнітних екранів фрагментів роторної обмотки (подовженої частини стрижнів та короткозамикаючих кілець). Застосовуючи методики вибору оптимальних параметрів таких екранів [5], можливо сформувати механічну характеристику „екскаваторного" типу, суттєво збільшивши величину пускового моменту двигуна. При використанні такої конструкції машини із частотно-залежними параметрами, можливо суттєво збільшити величину пускового моменту, тому при застосуванні систем плавного пуску з'являється можливість забезпечити високі динамічні і енергетичні показники електропривода, які будуть не гіршими, ніж при прямому пуску двигуна, при обмеженні струмів на рівні 4-кратного значення при постійній величині моменту опору для машини на базі двигуна 4А160S2У3.

На рис. 1 і 2 наведені розрахункові залежності зміни електромагнітного моменту (М) і швидкості обертання (ω) в перехідному процесі пуску електроприводу з базовим (рис. 1) і модифікованим (рис. 2) асинхронними двигунами при пуску за допомогою напівпровідникового пускача з уставками обмеження пускового струму на рівнях $I_n \leq 3I_н$

(індекси залежностей 1); $I_n \le 4I_н$ індекси залежностей 2) и $I_n \le 5I_н$ (індекси залежностей 3) при вентиляторному характері навантаження.

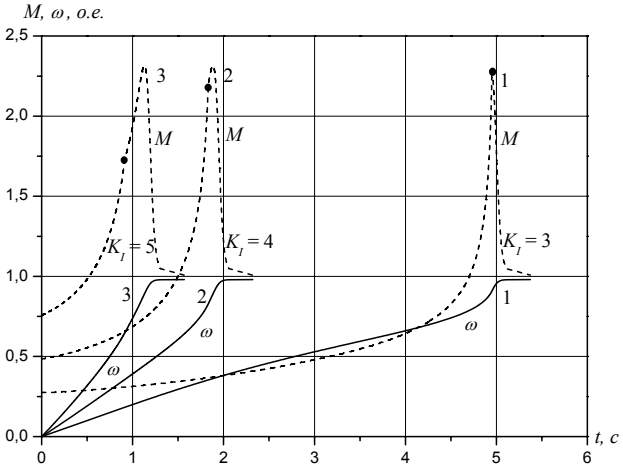


Рис.1
Процес пуску електропривода з двигуном 4А160S2У3 при обмеженні струмів

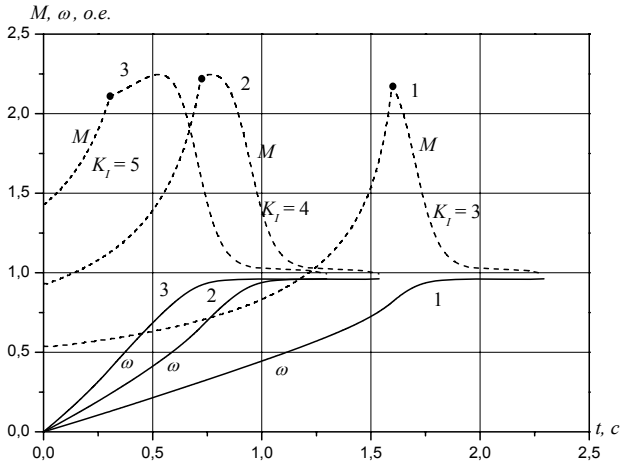


Рис. 2
Процес пуску електропривода з модифікованим двигуном при обмеженні струмів

Висновки

Застосування частотно-регульованих електроприводів в виконавчих механізмах автоматичних пристроїв дозволяє суттєво підвищити точність регулювання, не ускладнюючі структуру регулятора, і підвищити ефективність функціонування системи, особливо в маневрових режимах.

Проведені дослідження показали, що в процесі пуску електропривода при живленні АД від джерела напруги з обмеженням струму статора в процесі пуску, значно зменшується середнє значення повної потужності, споживаної від мережі, але при цьому істотно зменшується пусковий момент, що зумовлює доцільність застосування таких режимів живлення лише в електроприводах з механізмами, що мають вентиляторний характер моменту опору. Застосування ж в електроприводі з обмеженням струму асинхронного двигуна з торцевими екранами в роторному контурі дозволяє в процесі пуску знизити втрати енергії в 1,8 рази і підвищити ККД приблизно в 1,6 рази по відношенню до застосування двигуна звичайної конструкції.

Список літератури

1. *Булгаков А.А.* Частотное управление асинхронными электродвигателями. – М.: Изд-во Академии наук СССР, 1955. – 216 с.

2. *Исаков В.Н., Акинин К.П., Плугатарь А.П., Исаков Г.В., Красношапка Н.Д.* Автоматизированные электромеханические системы на базе частотно-регулируемых электроприводов – эффективное средство повышения маневренности энергоблоков и сбережения энергоресурсов // Промелектро – 2003. – № 3. – С. 37–43.

3. *Акинин К.П.* Особенности работы частотно-регулируемого электропривода в системах автоматического управления технологическими процессами. – Праці Інституту електродинаміки НАН України: Зб. Наук.пр. – Київ: ІЕД НАН України, 2002. – №2. – С.67–72.

4. *Вороновский Г.К., Целюба С.В., Костив И.Ю., Плугатарь А.П., Акинин К.П., Исаков К.П., Красношапка Н.Д.* Система автоматического регулирования технологических параметров с плавным управлением исполнительным механизмом // Техн. електродинаміка. – 2005. – № 5 – С. 75–78.

5. *Красношапка Н.Д.* Особенности определения параметров динамической модели асинхронного двигателя с ферромагнитными экранами частей короткозамкнутой роторной обмотки // Праці Ін-ту електродинаміки НАН України. Електротехніка. – 1999. – С. 98–104

УДК. 621.396.988.8

О.И. Лысенко, доктор технических наук,
П.И. Кирчу
(Национальный авиационный университет, Украина)

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ ОПТИМАЛЬНОГО УПРАВЛЕНИЯ ТРАЕКТОРНЫМ ДВИЖЕНИЕМ МОНИТОРИНГО-ТЕЛЕКОММУНИКАЦИОННОЙ АЭРОПЛАТФОРМЫ

В работе рассмотрено метод синтеза алгоритмов управления с прогнозирующей моделью на класс летательных аппаратов, которые выполняют функции высотных аэроплатформ телекоммуникационных систем (ТКС). При этом синтез осуществляется на основе прогнозирующих моделей воспроизводящих в ускоренном времени неуправляемое, или «свободное», движение объекта управления.

Введение

В настоящее время одним из наиболее универсальных средств решения задач синтеза систем управления полетом является метод аналитического конструирования [1-4]. Основной отличительной особенностью рассматриваемого здесь алгоритма является использование прогнозирующих моделей, которые предназначены для воспроизведения “возможного будущего” движения управляемого объекта. Рассматриваемый здесь метод прогнозирующей модели является оптимизацией управления динамическими объектами по критерию обобщенной работы.

Постановка задачи

Особенностью режимов полета аэроплатформ для телекоммуникационных систем на базе беспилотного летательного аппарата (БПЛА) есть предварительная неопределенность относительно возможных возмущений каналов телекоммуникационных систем (ТКС), вызванная непредвиденными изменениями метеоусловий. Это вызывает необходимость оперативного реагирования, то есть оптимизации траекторного движения БПЛА в реальном времени.

Целью работы есть синтез адаптивного алгоритма с прогнозирующей моделью для управления траекторным движением высотной телекоммуникационной аэроплатформы в условиях интенсивного действия внешних возмущений.

Будем рассматривать задачу синтеза структуры адаптивных законов управления аэроплатформой и определение их параметров при помощи метода прогнозирующих моделей.

Процедура оптимального синтеза

В качестве объекта управления рассматривается нелинейная модель пространственного движения летательного аппарата (ЛА) [4]. Задачи управления относятся к задачам пилотажного уровня: управление угловым положением ЛА и перегрузками в области умеренных углов атаки и скольжения, что позволяет в выражениях для аэродинамических коэффициентов ограничится линейными членами разложения.

Минимизируемый функционал (1) будем задавать в формулировке А.А Красовского [5] со скользящим интервалом оптимизации заданной продолжительности Т совместно с введенной нами системой ограничений (2) Выражения входящие в систему (2) являются необходимыми ограничениями телекоммуникационных систем

$$I_{Кр} = V_{зад}[z(t_k), t_k] + \int_{t_0}^{t_k} Q_{кач}(x,t)dt + \frac{1}{2}\int_{t_0}^{t_k} (u'K^{-1}u + u'_{опт}K^{-1}u_{опт})dt \qquad (1)$$

$$\begin{cases} P_d = 10\lg\left(\dfrac{r^2}{h^2+r^2}\right) - kR^{\alpha}\left(r - h_w\dfrac{\sqrt{h^2+r^2}}{h}\right) \geq P_{d0} \\ \gamma = arctg(h/r) - \arcsin\dfrac{\cos(\varphi/2)}{\sqrt{\dfrac{h^2}{\cos^2(\varphi/2)\Delta^2} - 2\dfrac{h}{\Delta}tg(\varphi/2)+1}} \geq 40^0 \\ V \leq V_{\max} \end{cases} \quad (2)$$

где P_d - мощность передатчика; γ – угол места; V – скорость движения; φ – угол раскрыва, r-радиус зоны покрытия; h-высота барражирования аэроплатформы; R-интенсивность осадков; α– коєффициент ослабленеия в дожде; h_w –высота приземной дождевой зоны. В свою очередь $r = f_1(\omega_x, \omega_y, \omega_z)$, $\varphi = f_2(\omega_x, \omega_y, \omega_z)$, $V = f_3(V_x, V_y, V_z)$.

Функцию $V_{зад}$ будем полагать нулевой, а функцию $Q_{кач}$ выберем в следующем виде

$$\begin{aligned} Q_{кач} &= \frac{1}{2}\beta_{V_X}(V_X - V_{X3AD})^2 + \frac{1}{2}\beta_{V_Y}(V_Y - V_{Y3AD})^2 + \frac{1}{2}\beta_{V_Z}(V_Z - V_{Z3AD})^2 + \\ &+ \frac{1}{2}\beta_{\omega x}(\omega_X - \omega_{X3AD})^2 + \frac{1}{2}\beta_{\omega y}(\omega_Y - \omega_{Y3AD})^2 + \frac{1}{2}\beta_{\omega z}(\omega_Z - \omega_{Z3AD})^2 + \\ &+ \frac{1}{2}\beta_{ex}(e_{yx} - e_{yx3AD})^2 + \frac{1}{2}\beta_{ey}(e_{yy} - e_{yy3AD})^2 + \frac{1}{2}\beta_{ez}(e_{yz} - e_{yz3AD})^2 + \\ &+ \frac{1}{2}\beta_{nx}(n_x - n_{x3AD})^2 + \frac{1}{2}\beta_{ny}(n_y - n_{y3AD})^2 + \frac{1}{2}\beta_{nz}(n_z - n_{z3AD})^2. \end{aligned} \quad (3)$$

Здесь $\beta_{(.)}$ неотрицательные весовые коэффициенты; индексом «3AD» отмеченные заданные значения соответствующих величин поступающие из старшего уровня иерархии или формируемые на выходе эталонной модели.

Входящие в (2) значения перегрузок вдоль осей связанной СК не являются компонентами вектора состояния модели но могут вычисляется по следующим формулам [5]:

$$\begin{aligned} n_X &= e_{yx} + (\dot{V}_{KX} + V_{KZ}\omega_y - V_{KY}\omega_Z)/g, \\ n_Y &= e_{yy} + (\dot{V}_{KY} + V_{KX}\omega_z - V_{KZ}\omega_X)/g, \\ n_Z &= e_{yz} + (\dot{V}_{KZ} + V_{KY}\omega_X - V_{KX}\omega_y)/g. \end{aligned} \quad (4)$$

Угловое положение ЛА в (2) задается значениями направляющих косинусов e_{yx}, e_{yy}, e_{yz} между осями связанной СК и местной вертикалью. Эти косинусы однозначно определяются по заданным значениям углов тангажа и крена. Если необходимо обеспечить также заданный угол рыскания ЛА то уравнения модели необходимо дополнить уравнениями Пуассона еще для трех направляющих косинусов e_{xx}, e_{xy}, e_{xz}.

В качестве управляющих органов используются рули высоты и направления, а также элероны, сигналы управления которыми представляются в виде

$$\dot{\delta}_Э = u_Э \quad (5)$$

Синтез оптимального управления для рассматриваемой задачи осуществляется выбором соответствующих ненулевых коэффициентов $\beta_{(.)}$ в (2) и К в (1).

Для задач автоматизации движения ЛА большое значение приобретает слежение летательным аппаратом за эталонными моделями. При моделировании полагалось что управление ЛА в продольной плоскости в качестве эталона может бить взято колебательное звено с определенными параметрами, а при управлении ЛА в поперечной плоскости – апериодическое звено.

Для исследования возможности использования для управления нелинейным объектом упрощенных линеаризованных прогнозирующих моделей типа

$$\frac{d}{d\tau}\Delta x_M(\tau) = k\frac{\partial F[x_M(t_u), a, \delta_M(t_u), t_u]}{\partial x_M(t_u)}\Delta x_M(\tau) + \\ + k\frac{\partial F[x_M(t_u), a, \delta_M(t_u), t_u]}{\partial t_u}\Delta t + kx_M(\tau) \quad (6)$$

рассмотрим прогнозирующую модель ЛА которую запишем в виде

$$\Delta\dot{\alpha} = \Delta\omega_Z - a_y^{\alpha}\Delta\alpha, \\ \Delta\dot{\omega}_Z = -a_{mz}^{\alpha}\Delta\alpha - a_{mz}^{\omega_Z}\Delta\omega_Z - a_{mz}^{\delta_{P.B}}\Delta\delta_{P.B}, \quad (7)$$

где $\Delta\alpha = \Delta\vartheta - \Delta\theta$ - приращение угла атаки. Полагая, что приращения компонент вектора состояния прогнозирующей модели отсчитываются от значений соответствующих компонент вектора состояния управляемого объекта в момент t_u, запишем прогнозирующую модель (5) для данного случая

$$\frac{d}{d\tau}\Delta\alpha = k\Delta\omega_Z - ka_y^{\alpha}\Delta\alpha + \dot{\alpha}(t_u), \\ \frac{d}{d\tau}\Delta\omega_Z = -ka_{mz}^{\alpha}\Delta\alpha - ka_{mz}^{\omega_Z}\Delta\omega_Z + \dot{\omega}_Z(t_u). \quad (8)$$

Для реализации алгоритма с матрицей чувствительности уравнение прогнозирующей модели следует дополнить следующими уравнениями:

$$\frac{d}{d\tau}Z_{\alpha} = kZ_{\omega} - ka_y^{\alpha}Z\alpha, \\ \frac{d}{d\tau}Z_{\omega} = -ka_{mz}^{\alpha}Z_{\alpha} - ka_{mz}^{\omega_Z}Z_{\omega} - ka_{mz}^{\delta_{P.B}}, \quad (9)$$

где $Z_{\alpha} = \partial\alpha(\tau)/\partial\delta_{P.B}(t_u); Z_{\omega} = \partial\omega_Z(\tau)/\partial\delta_{P.B}(t_u)$.

В случае пилотирования ЛА по угловой скорости тангажа функционал будем задавать в виде

$$I_{Kp} = \beta\int_{t_0}^{t+T}(\omega_Z - \omega_{Z3AD})^2 d\tau + \frac{1}{2}\int_{t_0}^{t+T}(u^2 + u^2{}_{onm})d\tau. \quad (10)$$

Тогда сигнал управления определяется формулой

$$u_{onm}(t_u) = \dot{\delta}_{P.B}(t_u) = -k\int_{t_0}^{t+T/k} Z_{\omega}(\tau)\beta[\omega_Z(t_u) + \Delta\omega_Z(\tau) - \omega_{Z3AD}(\tau)]d\tau. \quad (11)$$

Структура этого алгоритма показана на рис. 1.

Оптимальный адаптивный регулятор с линейной прогнозирующей моделью для БПЛА.

Целью проведенных исследований является разработка оптимальной адаптивной системы управления полетом беспилотного самолета легкого класса.

Для управления данным объектом используются три аэродинамических органа управления: руль высоты, элероны, и руль направления.

Согласно описанной методике для данного беспилотного самолета определена структура законов управления. Регулятор спроектирован для независимых каналов продольного и бокового движения.

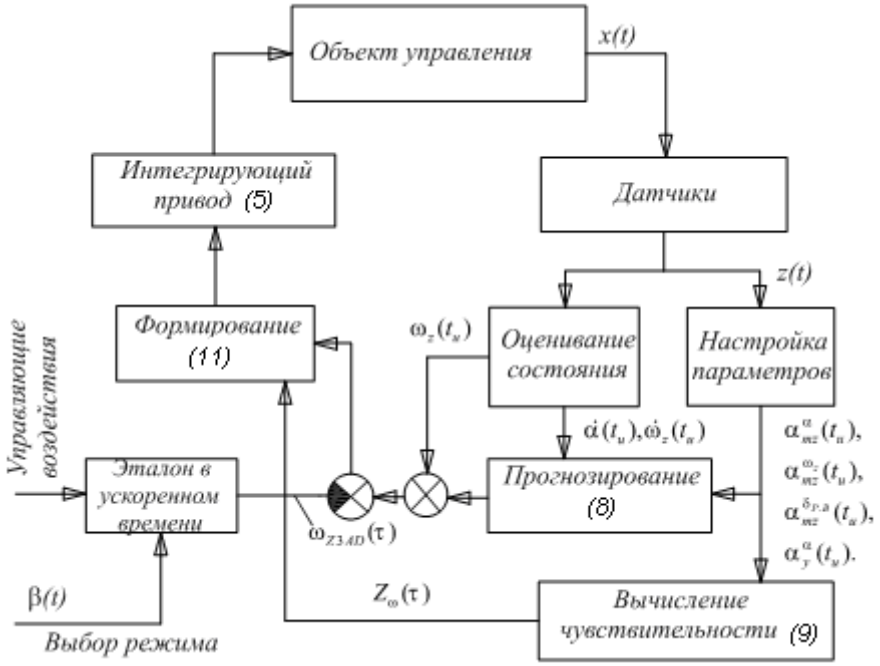


Рис. 1 Структура алгоритма автоматического управления продольной угловой скоростью БПЛА на основе линеаризованной прогнозирующей модели

Для полученной структуры путем минимизации функционала обобщенной работы (1) совместно с введенной системой необходимых ограничений (2) рассчитываются оптимальные коэффициенты законов управления для каждого интервала оптимизации и подставляются в законы управления полученные с помощью линейной прогнозирующей модели.

Выводы

Синтеза систем управления полетом основанный на методе аналитического конструирования в сочетании с процедурой расчета параметров закона управления с использованием прогнозирующих моделей позволяет выбирать вид закона управления и рассчитывать его параметры в реальном времени. Рассчитанные параметры предают всей замкнутой системе управления в целом свойства оптимальности и адаптивности в условиях предварительной неопределенности относительно возможных возмущений каналов ТКС, вызванных непредвиденными изменениями метеоусловий.

Список литературы

1. *Ильченко М. Е., Кравчук С. А.* Телекоммуникационные системы на основе высотных аэроплатформ. – Киев: Наукова думка, 2008. – 579 с.

2. *Ричард К Дорф, Роберт Х. Бишоп* Современные системы управления. – М.: Лаборатория базовых знаний, 2004. – 831 с.

3. *Лебедев А. А., Карабанов В. А.* Динамика систем управления беспилотными летательными аппаратами. – М.: Машиностроение, 1965. – 463 с.

4. *Соколов Н. И., Рутковский В. Ю.*, Судзиловский Н. Б. Адаптивные системы автоматического управления летательными аппаратами. – М.: Машиностроение, 1988. – 207с.

5. *Буков В. Н.* Адаптивные прогнозирующие системы управления полетом. – М.: Наука, 1987. – 230 с.

6. *Афанасьев В. Н.. Колмановский В. Б., Носов В. Р.* Математическая теория конструирования систем управления. – М.: Высшая школа, 1989. – 447 с.

УДК 656.7.086 (45)

А.В. Самков, доктор технических наук,
Е.Н. Тачинина, кандидат технических наук,
А.В. Корниенко
(Национальный авиационный университет, Украина)

МЕТОДИКА ВЫБОРА СТАНДАРТОВ УПРАВЛЕНИЯ ДЕЯТЕЛЬНОСТЬЮ ПРЕДПРИЯТИЯ В КОНКУРЕНТНОЙ СРЕДЕ НА ОСНОВЕ MRP II- И ERP- СИСТЕМ

Предложена методика выбора стандартов управления деятельностью предприятия в конкурентной среде

Анализ проблемы и постановка задачи. Анализ публикаций [1-5] показывает, что первый стандарт управления предприятием – MPS (master planning scheduling), обеспечивавший объемно–календарное планирование путем формирования объема продаж и его распределение по календарным периодам с последующим определением плана пополнения запасов готовой продукции за счет производства или закупки и формированием отчета о планируемом движении денежных средств появился в 60-х годах.

Такой стандарт удовлетворял требованиям только мелких и простых производств с небольшой номенклатурой изделий и комплектующих, а также ненапряженным графиком продаж. При этом существовало множество производственных предприятий с более динамичными потоками производства, продаж и закупок, с большой номенклатурой закупаемых комплектующих, имеющих различные задержки выполнения заказов на поставки. Для них были разработаны: методы статистического управления запасами (SIC – statistical inventory control), методы планирования поставок комплектующих, получивших название MRP (material requirement planning).

Для реализации данных методов потребовались компьютерные ресурсы, так как вручную расчеты по соответствующим алгоритмам реализовать было очень сложно. В связи с этим в 70-х годах появился соответствующий стандарт MRP [1]. Он обеспечивал минимизацию издержек, связанных со складскими запасами, определяя объемы и сроки заказа на поставки комплектующих на основании данных прогноза продаж, спецификации изделия, технологической карты и состояния запасов.

Основным недостатком стандарта MRP было отсутствие учета и планирования производственных ресурсов (мощностей) таких как: учет и планирование загрузки оборудования и персонала, учет стоимости рабочего и машинного времени и на их основании расчет планируемых и учет фактических затрат и т.п. С учетом этих недостатков впоследствии была разработана методология планирования производственных мощностей – CRP (capacity requirement planning). Алгоритм планирования в данном случае похож на алгоритм MRP, но существенно сложнее вследствие значительно большего количества учитываемых параметров и требует значительных вычислительных ресурсов. В целях ускорения расчетов дополнительно была разработана методология чернового планирования производственных мощностей (RCCP), которая учитывает только ключевые ресурсы, поэтому работает значительно быстрее, чем полная процедура расчета и используется для отработки производственного графика. Совокупность методологий MPS-SIC- MRP-RCCP-CRP получила название MRP II (manufacturing resource planning) [3].

Решение проблемы. Стандарт MRP II со временем был доработан и получил название – стандарт планирования ресурсов предприятия (Enterprise Resource Planning – ERP). В основе ERP лежит принцип создания единого хранилища данных (repository), содержащего всю техническую, справочную информацию, накопленную организацией в процессе ведения деловых операций, включая финансовую информацию, данные, связанные с производством, управлением персоналом, или любые другие сведения. Это устраняет необходимость в передаче данных от системы к системе. Кроме того, любой объем информации, которым

располагает данная организация, становится одновременно доступной для всех работников, обладающих соответствующими полномочиями.

Концепция ERP стала очень актуальной в производственном секторе, поскольку в результате ее применения согласованная работа всех подсистем предприятия обеспечивает следующее [1]:

– уменьшение запасов, которые необходимо хранить;
– гибкость при планировании сроков поставки;
– сокращение времени издержек на производство и реализацию продукции;
– повышение качества продукции;
– ускорение процесса адаптации на предприятии к изменениям во внешней среде;
– повышение уровня, предоставляемого сервиса клиентам;
– увеличение дохода на предприятии.

Основные функции современных программных продуктов класса MRP II и ERP являются:

– прогнозирование продаж, запасов, закупок;
– финансовое планирование;
– объемно – календарное планирование производства;
– планирование потребности в материалах;
– планирование потребности в производственных мощностях;
– управление запасами;
– управление закупками;
– управление продажами;
– бухгалтерский и финансовый (управленческий) учет;
– управление спецификациями изделий и технологических процессов.

Кроме этого, в MRP II и ERP системах часто присутствует подсистема управления реализацией долгосрочных проектов (***Project Management***), предполагающая полнофункциональное планирование материальных ресурсов, трудовых ресурсов, оборудования, формирование сетевых графиков работ, управление ходом выполнения реализуемых проектов. На рис. 1 показаны основные модули корпоративных информационных систем класса ***ERP*** и их взаимодействие [5].

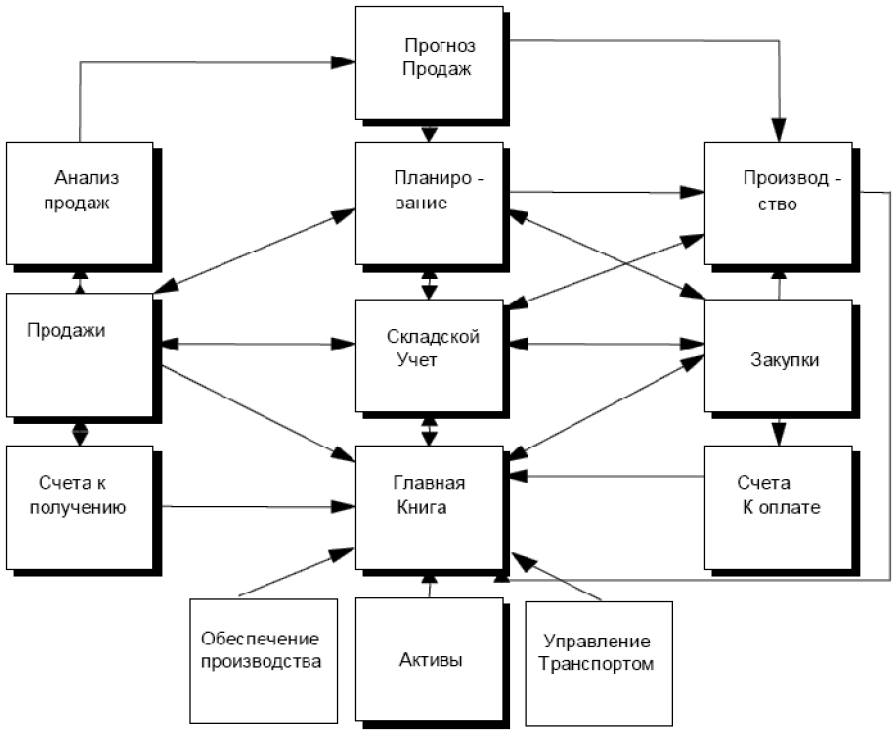


Рис.1 Основные модули информационных систем класса ***ERP*** и их взаимодействие

Соответствующая интегрированная база данных состоит из двух частей: производственной и финансовой. Производственная часть содержит сведения о материальном производстве, включая сведения о материалах и продукции (спецификации изделий и их структуры), о структуре и технологии работы складов для каждого вида запасов, о производстве (спецификации технологических процессов, оборудования и рабочих центров), информацию о планируемых, прогнозируемых и фактических состояниях и событиях в производственной системе, нормативные значения контролируемых показателей.

Финансовая часть базы данных отражает производственно–экономическую структуру деятельности предприятия и содержит все данные, необходимые для так называемого управленческого учета, задачей которого является предоставление руководству предприятия необходимой информации для принятия управленческих решений.

Информационная система настраивается и работает таким образом, что обеспечивает отражение полного комплекса финансово-хозяйственных операций предприятия и всех участков бухгалтерского учета. Все хозяйственные операции, зарегистрированные в информационной системе, формируют финансовые операции, которые передаются в финансовую часть базы данных для использования в финансовых модулях системы. При этом поток финансовой информации структурируется в соответствии с введенной структурой учетных регистров (счетов).

Структуризация включает определение:

– состава и структуры объектов и направлений учета, включая центры прибыли и затрат, компании, подразделения, рабочие центры и др.;

– состава и структуры учетных регистров - детальные и сводные, включающие план счетов отечественного бухучета и систему аналитических счетов по объектам и направлениям учета;

– структуры балансов по счетам, включающей категории учета факт, прогноз, план, обязательство, бюджет;

– правила разноски и консолидации по счетам;

– состава и структуры контрольных и целевых показателей;

– состава и структуры первичных и вторичных документов;

Настройка ERP на конкретное применение. Для настройки на конкретное применение необходимо иметь следующие сведения о предприятии:

– структуру предприятия;

– план счетов;

– структуру складов;

– описание хранимых запасов;

– описание хозяйственных операций и соответствующих проводок;

– стратегию статистического управления запасами;

– идентификацию центров затрат;

– описание технологического оборудования;

– описание технологии производства;

– описание спецификаций изделий;

– алгоритмы планирования, прогнозирования и управления всех уровней;

Этот процесс достаточно сложный в связи с сильной взаимосвязанностью функций настраиваемых блоков. Для сокращения сроков и стоимости процесс настройки системы на конкретное применение обычно поддерживается специальными программно–методическими средствами поддержки внедрения.

Выбор системы для внедрения. На отечественном рынке в настоящее время наиболее часто используются программные продукты класса корпоративных информационных систем, которые по своей функциональности и стоимости делятся на четыре категории (табл.2): от малых систем частичной автоматизации финансово – бухгалтерского направления до средних и крупных систем ERP–класса. Из них полностью обладают свойством интегрированности и включают производство только указанные два класса ***ERP*** – систем. Из

них на отечественном рынке наибольшим широким потенциальным рынком применения обладают системы среднего класса в связи с их меньшей стоимостью и большей простотой освоения.

Таблица 2

Категории информационных систем

Локальны систем	***Малые системы***	***Средние системы***	***Крупные системы***
• 1 С • БЭСТ • Инотек • ИНФИН • Инфософт • Супер-Менеджер • Турбо-Бухгалтер • Инфо-Бухгалтер • + более 100 систем	• *Concorde XAL* • *Exact* • ***NS***-2000 • *Platinum* • *PRO/MIS* • *Scala* • ***SunSystems*** • БОСС-Корпорация • Галактика/Парус • Ресурс • Эталон	• *JDEdwards* (***Robertson& Blums)*** • *MFG-Pro* (***QAD/BMS***) • *SyteLine* (СОКАП/ ***SYMIX)*** • *Renaissance*	• *SAP/R3* (***SAP AG***) • *Baan* (***Baan***) • *Oracle* ***Applications*** (***Oracle***)

Выводы. Таким образом, при выборе стандартов управления деятельностью предприятия необходимо учитывать наиболее приемлемые для отечественных условий факторы. Так, в первую очередь необходимо учитывать специфику производства - непрерывное (процессное) производство (в металлургии, нефтедобыче, химическом производстве) в отличие от дискретного производства типа сборочного в машиностроении. Вторым важнейшим критерием выбора – является ценовой диапазон. Исходя из этих факторов, среди существующих на отечественном рынке программных продуктов наиболее предпочтительными на сегодняшний день являются системы среднего класса, т.к. крупные системы очень дороги и тяжелы в освоении и сопровождении.

Список литературы

1. *Гайфуллин Б.Н.,* Обухов И.А. Автоматизированные системы управления предприятиями стандарта ERP/MRPII.– М.: Богородский печатник, 2000.

2. *Друкер П.* Эффективное управление. Экономические задачи и оптимальные решения. – М.:ФАИР-ПРЕСС,2000.

3. *Калянов Г.Н.* Консалтинг при автоматизации предприятий.– М.: СИНТЕГ, 2002.

4. *Колесников С.Н.* Стратегия бизнеса.– М.: «СТАТУС-КВО», 2000.

5. *Погонин В.А. Схиртладзе А.Г.* Интегрирование системы проектирования и управления.– Тамбов.: Издательство ТГТУ, 2006.

УДК 629.733.5

В.П. Гусынин, д-р техн.наук (Национальное космическое агентство Украины), А.В. Гусынин, канд.техн.наук (Национальный Технический Университет Украины «КПИ»), Е. Н. Тачинина, канд.техн.наук (Национальный авиационный университет, Украина)

АЭРОСТАТИЧЕСКИЕ ПЛАТФОРМЫ ВОЗДУШНОГО СТАРТА РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ

Рассмотрены аэростатические системы воздушного старта ракет-носителей, показаны их основные преимущества и недостатки.

В последнее время коммерциализация космической индустрии приняла характер устойчивой тенденции во всем мире. Это одно из наиболее динамичных и перспективных направлений. Сейчас в мире существует несколько национальных программ коммерческих запусков грузов в космос. Возникла объективная потребность в экономическом и экологическом средстве доставки, обеспечивающим оперативное выведение полезной нагрузки на орбиту при пуске ракет-носителей из различных районов земного шара.

Большое влияние уделяется концепции воздушного старта ракет-носителей (РН), которая обладает рядом преимуществ по сравнению с «классическим» стартом [1]:

- при воздушном запуске РН удается практически удвоить (по сравнению со стартом с Земли) полезную нагрузку;
- появляется возможность широкого маневра азимутами пуска, а значит и возможными наклонениями орбит, независимо от точки пуска;
- значительно уменьшается удельная стоимость выведения;
- отпадает необходимость в дорогостоящих стартовых комплексах с большим количеством обслуживающего персонала;
- появляется сравнительно высокая безопасность пуска ракеты в воздухе, поскольку отделение ракеты от носителя может производиться вдали от населенных пунктов;
- обеспечивается большая мобильность при экстренном выведении на орбиту космических аппаратов.

При разработке концепции воздушного старта РН рассматриваются, в основном, двухступенчатые системы. Исследования в этой области ведутся, преимущественно в двух направлениях:

– создание авиационно-космических систем (АКС), в которых в качестве первой ступени используются самолеты-носители (СН);
– создание аэростатических космических систем (АСКС), в которых в качестве первой ступени используются аэростатические платформы (дирижабли, аэростаты).

К настоящему времени наиболее полно разработаны вопросы создания АКС. При этом, рассматриваются различные варианты размещения РН: ракета-носитель может подвешиваться под фюзеляжем СН, размещается внутри фюзеляжа СН или сверху СН. Разрабатываемые проекты АКС горизонтального старта предусматривают использование как специально разрабатываемых самолетов-носителей, так и уже имеющихся самолетов [2]. Сегодня создана и эксплуатируется всего одна АКС для вывода легких полезных нагрузок на низкие орбиты: АКС «Pegasus» на базе СН «Lockheed L-1011» (рис. 1).

Рис. 1. АКС “Pegasus”

Сброс ракеты осуществляется на скорости 244 м/с (0,8 М) на высоте ~ 12 км. Через 5 сек после сброса включается маршевый двигатель первой ступени, РН начинает разгоняться и выводит на околоземную орбиту полезную нагрузку [3].

Аэростатические космические системы. Использование аэростатических платформ для воздушного старта ракет-носителей стало рассматриваться сравнительно недавно. Хотя, по оценкам специалистов, стоимость запуска РН с аэростатической платформы не намного дешевле запуска с самолета-носителя, они являются более экологичными. Этот аргумент в будущем может стать решающим фактором при выборе средств выведения. Разрабатываемые проекты АСКС на основе аєростатических платформ предполагают использование как дирижаблей, так и высотных аэростатов.

Дирижабельная система. При использовании в качестве первой ступени дирижаблей рассматривается в основном классические дирижабли, построенные по жесткой схеме [4,5]. Выбор такой схемы конструкции обусловлен следующим:

- при изменении нагрузки и окружающей среды, форма корпуса дирижабля остается неизменной;
- возможно создание дирижаблей больших размеров, практически любой грузоподъемности, дальности и продолжительности полета;
- существуют широкие возможности размещения оборудования, агрегатов и систем дирижабля;
- отсутствует необходимость постоянного поддержания сверхдавления подъемного газа в газовместилище;
- прочная конструкция носовой части корпуса дирижабля позволяет его эксплуатацию на высоких скоростях полета и обеспечить безопасную стоянку на причальной мачте.

Рассматривается гипотетический дирижабль объемом 728 000 м^3, длиной 288 м, максимальным диаметром 72 м. Внутри корпуса дирижабля размещено газовместилище, объемом 662 000 м^3. Оперение Х - образной формы. Дирижабль оснащается четырьмя турбовинтовыми двигателями, мощностью по 9 000 кВт каждый. Двигатели устанавливаются внутри корпуса дирижабля в специальных отсеках и приводят в движение отклоняемые на угол от -90° до 120° воздушные винты, размещенные вдоль корпуса дирижабля попарно. Взлетная масса аппарата составляет 114,5 т [5].

Ракета - носитель, массой 24 т, с полезной нагрузкой подвешивается позади гондолы на корпус дирижабля. Механизм крепления состоит из четырех основных крюков и переднего крепления, предназначенного для стабилизации движения и ускорения носовой части ракеты (рис.2).

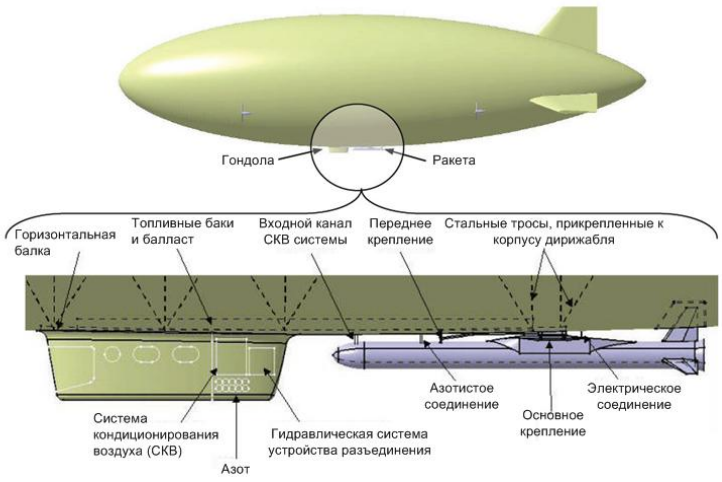


Рис. 2. Расположение РН на дирижабле

Расчеты показывают, что дирижабль можно разогнать до скорости 55 м/сек к моменту сброса ракеты. Используя уравнение сохранения потенциальной и кинетической энергии

подучено, что в этом случае ракета должна быть сброшена с дирижабля на высоте 14,8 км для достижения той же самой начальной энергии, что и РН «Pegasus» [5]. Для выполнения задач запуска РН дирижабль должен поднять свой собственный вес плюс вес РН на высоту 14,8 км. Принимая во внимание отношение плотности воздуха на этой высоте к плотности воздуха на уровне моря, равное 0,16, получим, что газовые баллонеты дирижабля должны быть наполнены при взлете на 16% несущим газом (гелием). Таким образом, аэростатическая подъемная сила при взлете составит 108 т, а статическое перетяжеление – 6,5 т. Для компенсации статического перетяжеления и поддержания горизонтального полета на постоянной скорости дирижабль летит под некоторым углом атаки с отклоненным вектором тяги на определенный положительный угол. При сбросе ракеты масса аппарата мгновенно уменьшается на массу ракеты (со 114 до 90 т), дирижабль подвергается вертикальному ускорению 2,1 м/с^2 и начинает подниматься со статическим переоблегчением 17,5 т. Для компенсации последнего аппарат переводится на отрицательный угол атаки и вектор тяги отклоняется в обратную сторону на определенный отрицательный угол. Вследствие инерционности дирижабль будет продолжать набирать высоту еще нескольку секунд. После достижения статического равновесия, которое происходит на высоте, меньшей, чем статический потолок, дирижабль начнет снижаться.

Аэростатная схема. Выбор аэростатной схемы старта ракеты не является случайным. Поскольку основная масса воздуха сосредоточена в нижнем слое атмосферы, то подъем точки старта на 20-30 км над землей позволяет значительно сократить аэродинамические потери. Особенно это актуально для простых твердотопливных ракет, у которых время работы двигателя составляет несколько секунд. В результате, при старте с земли, нижние слои атмосферы приходится проходить с большой скоростью и, соответственно, с высокими потерями. Вывод полезной нагрузки с помощью высотного аэростата характеризуется следующими преимуществами: высокая эффективность при минимальной стоимости, высокая надежность, простые требования в части интеграции всей системы. К недостаткам следует отнести влияние условий окружающей среды на пуск РН и относительную неопределенность стартовых условий операций [6].

Высотный аэростат-баллон является ключевым элементом всей системы запуска, состоящей из аэростата, гондолы и двухступенчатой РН (рис.3).

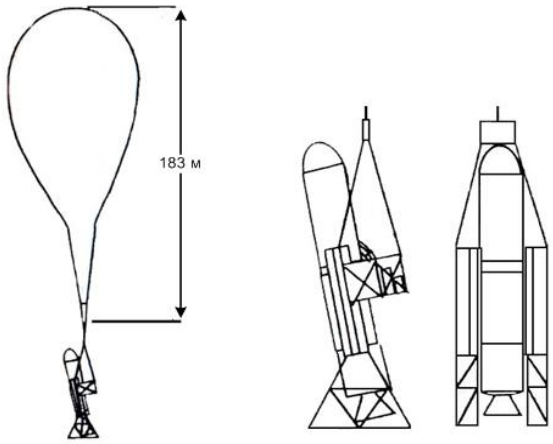


Рис.3. АСКС на основе высотного аэростата

Баллон выполнен из полиэтиленовой пленки толщиной 17,78 мкм и заключен в сетчатую силовую оболочку толщиной 81,3 мкм, содержащую силовые элементы из упрочненных лент и волокон. Максимальный объем баллона составляет 556 103 м^3 на высоте 30,5 км. При этом, высота баллона составляет 183 м, ширина 122 м при весе 1861 кг. Такие характеристики достаточны для подъема полезной нагрузки массой 5500 кг на высоту 30,5 км. Гондола является стартовой платформой для запуска РН. Она имеет ~ 3,05 м в диаметре и 4,58 м высоты и предназначена для размещения нижней секции первой ступени РН,

защищая ее от механических повреждений во время наземных предстартовых операций и работ по техническому обслуживанию. Нижняя часть гондолы может отделяться после старта баллона в целях экономии веса. Масса гондолы не превышает 817,2 кг [6]. Установка РН в гондоле выполнена таким образом, чтобы угол наклона продольной оси РН к местной плоскости горизонта составлял 65°. В состав оборудования гондолы входят блок отрывных разъемов, связывающих РН со стартовой аппаратурой, а также парашютная система для спасения гондолы.

Весь процесс запуска РН разделяется на три достаточно автономных этапа: 1) развертывание и наполнение баллона высотного аэростата с последующим подъемом его вместе с РН на заданную стартовую высоту 30,5 км; 2) включение твердотопливного двигателя первой ступени РН, отделение РН от гондолы и выход на начальную эллиптическую орбиту; 3) после уточнения параметров начальной орбиты перевод РН на конечную круговую орбиту путем включения жидкостного двигателя второй ступени.

Первый период охватывает временной интервал, необходимый для заполнения аэростатного баллона гелием и одновременной заправкой РН криогенным топливом. Второй этап запуска – подъем аэростата на высоту 30,5 км – продолжается 2,2 часа. В течении этого времени производится проверка состояния систем РН и уточнение местоположения аэростата относительно земных координат и по высоте. Затем осуществляется включение двигателей первой ступени РН и сход ее с направляющих рельс гондолы. Сброс двигателя первой ступени производится в момент времени Т + 60,1 с; после некоторого свободного полета начинается последний этап – включение двигателей второй ступени РН и ее переход на круговую геоцентрическую орбиту высотой 185,2 км. После отделения РН от гондолы производится управляемый спуск аэростата до заданной высоты, отделение гондолы и посадка ее на парашюте. Для поиска гондолы предусмотрен автономный радиомаяк. Параметрические расчеты показали, что при пуске РН с высотного аэростата массу полезной нагрузки можно увеличить на 40% по сравнению с пуском РН с наземной стартовой позиции [6].

Выводы

Дирижабельная система может успешно конкурировать с авиационно-космической системой. С экономической точки зрения она эквивалентна авиационной системе. В тоже время она обладает рядом преимуществ, в том числе низким уровнем шума и загрязнения атмосферы.

Список литературы

1. *Гусынин В.П., Гусынин А.В., Крашаница Ю.А.* Двухступенчатые авиационно-космические системы горизонтального старта: Учеб.пособ. – Харьков: НАУ «ХАИ», 2003. – 133 с.

2. *Гусинін В.П.* Аналіз стану і тенденцій розвитку авіаційних космічних систем легкого класу//Наукові вісті НТУУ «КПІ». – №.2. – 1998. – С. 115-123.

3. *Гусынин В.П.* Авиационно-космическая система «Пегас». Обзор по материалам открытой зарубежной печати за 1988-1996 гг. I. Проект «Pegasus»//Космічна наука і технологія. – Т.4, №1. – 1998. – С. 113-120.

4. *Кулик М.С., Казак В.М., Гусинін В.П., Гусинін А.В.* Дирижаблі. Ч.1. Історія, конструкції, проекти: Навч.посіб. – К.: НАУ, 2005. – 184 с.

5. *Guenov M., Peyron V.* Airship-assisted Space Launch//Airship. – No.143. – 2004. – P. 14-17.

6. *Gizinski S., Wanagas J.* Small satellite delivery using a balloon-based launch system//Proceedings of the 14th International Communication Satellite Systems Conference and Exhibition. – Washington (USA), 1992. – 11 pp.

УДК 621.314.241(045)

В.Е. Романюк, Т.А. Мазур
(Национальный авиационный университет, Украина)

ОСОБЕННОСТИ ПРОЦЕССА ПРЕОБРАЗОВАНИЯ ЭНЕРГИИ В ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНОМ АСИНХРОННО-СИНХРОННОМ ГЕНЕРАТОРНОМ АГРЕГАТЕ

Рассматриваются энергетические диаграммы процесса преобразования энергии в дифференциальной системе асинхронно-синхронного привод-генераторного агрегата с каскадным генератором в зависимости от режимов работы системы генерирования аэродромного передвижного агрегата

Введение

Эффективность использования электроэнергетической системы аэродромных передвижных агрегатов (АПА) достигается за счет обеспечения высокой стабильности и точности поддержания параметров электроэнергии [1] при переменной частоте вращения приводного теплового двигателя с выполнением требований по массогабаритным (зависят от коэффициента полезного действия (КПД) агрегатов), надежностным и экономическим показателям. Анализ эксплуатируемых на сегодняшний день АПА [3] показал, что генерирование переменного тока постоянной частоты и постоянного тока осуществляется независимо от изменения соотношения мощностей потребителей в пределах установленной электрической мощности АПА, что в итоге приводит к существенному снижению эффективности использования электроэнергетической системы АПА. Устранить данный недостаток можно за счет применения в АПА систем одновременного генерирования (СОГ) переменного тока постоянной частоты и постоянного тока на базе электромеханических дифференциальных привод-генераторных агрегатов (ДПГА) с каскадными генераторами [2]. Таким образом, работа электроэнергетической системы АПА обеспечивается с учетом регулирования скорости вращения вала двигателя внутреннего сгорания (ДВС) пропорционально изменению суммарной нагрузки сетей. Следовательно, исследование различных конструктивных схем ДПГА является актуальным в плане создания высокоэффективных средств технического обслуживания воздушных судов, которые обеспечивают успешное выполнение наземных работ по эксплуатации современных самолетов, их силовых установок, авиационного оборудования

Постановка задачи

Задачу данной работы можно сформулировать, как исследование процесса преобразования энергии в СОГ АПА на базе дифференциального асинхронно-синхронного привод-генераторного агрегата с каскадным генератором (ДАСПГА с КГ) с помощью энергетических диаграмм и аналитических соотношений.

Анализ исследований и публикаций.

Особенностью эксплуатируемых в настоящее время АПА является привод генераторов системы генерирования от теплового двигателя с изменяющейся в широком диапазоне скоростью вращения [3]. Наиболее целесообразным в этом случае, согласно [2] для стабилизации скорости вращения приводного двигателя является применение электромеханических приводных устройств. Вопросы обеспечения необходимого качества генерируемой энергии [1], улучшения экономических и экологических характеристик АПА в целом за счет применения электромеханических ДПГА с КГ, их конструкция и режимы работы рассмотрены в [3-5]. Однако конструктивная особенность КГ [5] - наличие щеточно-коллекторного узла, снижает надежность системы генерирования. Следовательно. исследование и разработка электромеханических ДПГА с КГ, лишенных этого недостатка является актуальным.

Энергетические диаграммы и аналитические соотношения процесса преобразования энергии в ДАСПГА с КГ

Процесс преобразования энергии целесообразно рассматривать на примере электрокинематической схемы ДАСПГП с КГ, изображенной на рис.1. Использование предлагаемой схемы в системе генерирования АПА позволяет генерировать переменный ток постоянной частоты и постоянный ток при переменной скорости вращения приводного теплового двигателя. Особенностью схемы является конструкция каскадного генератора (КГ), который состоит из двух электрических машин асинхронной и синхронной, роторы которых находятся на одном валу, вращающемся с постоянной угловой скоростью ω_1.

Использование синхронной машины (СМ) вместо одноякорного преобразователя [5], позволяет устранить щеточно-коллекторный узел, что предполагает повышение надежности ПГА в целом и упрощение его техническое обслуживание. Для регулирования напряжения и частоты асинхронной машины (АМ) в схеме предусмотрена обратная связь по напряжению и частоте. Стабилизация напряжения производится регулятором напряжения (РН) за счет регулирования тока в обмотке возбуждения СМ КГ. А стабилизация частоты переменного тока достигается применением регулятора частоты (РЧ), регулирующего ток в обмотке возбуждения синхронного генератора нестабильной частоты.

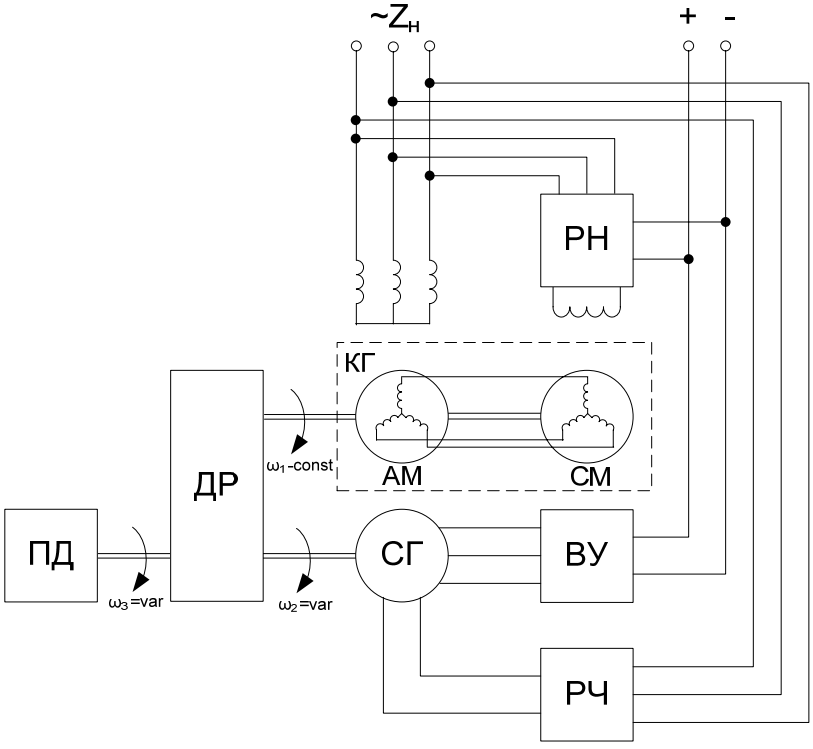


Рис.1. Электрокинематическая схема ДАСПГА с КГ: ПД – приводной двигатель; ДР-дифференциальный редуктор; АМ и СМ – асинхронная и синхронная машины каскадного генератора (КГ); СГ – синхронный генератор переменной частоты вращения, ВУ – выпрямительное устройство; РЧ и РН – регуляторы частоты и напряжения

Процесс преобразования механической мощности, подводимой от приводного двигателя в электрическую мощность переменного тока переменной частоты заданного качества [1] для различных режимов работы ДАСПГА с КГ (рис.1), можно проследить с помощью энергетических диаграмм. При этом будем полагать, что суммарная электрическая мощность потребителей постоянного и переменного тока постоянной частоты остается неизменной.

Скорость вращения КГ (ω_1) связана с частотой переменного тока на выходе следующим образом:

$$\omega_1 = 2\pi f_2 / (p_{\text{СМКГ}} + p_{\text{АМ}}),$$

где f_2 - частота переменного тока на выходе КГ (заданная); $p_{\text{СМКГ}}, p_{\text{АМ}}$ - соответственно числа пар полюсов СМ и АМ КГ.

При этом частота переменного тока ($f_{\text{СМ}}$), протекающего по роторным контурам КГ определяется соотношением [2]:

$$f_{\text{СМ}} = p_{\text{СМКГ}}\,\omega_1 / 2\pi,$$

а скорость вращения магнитного поля АМ ($\omega_{\text{пАМ}}$):

$$\omega_{\text{пАМ}} = 2\pi f_{\text{СМ}} / p_{\text{АМ}} = \omega_1\, p_{\text{СМКГ}} / p_{\text{АМ}}$$

Тогда скорость вращения магнитного поля относительно статора КГ ($\omega_{\text{п2}}$) определяется выражением:

$$\omega_{\text{п2}} = \omega_1 + \omega_{\text{пАМ}} = \omega_1 (p_{\text{СМКГ}} + p_{\text{АМ}}) / p_{\text{АМ}}$$

Рассмотрим работу ДАСПГА с КГ в режиме генерирования переменного тока постоянной частоты в пределах допустимой генерируемой мощности. Процесс преобразования мощностей представим в виде энергетической диаграммы (рис.2).

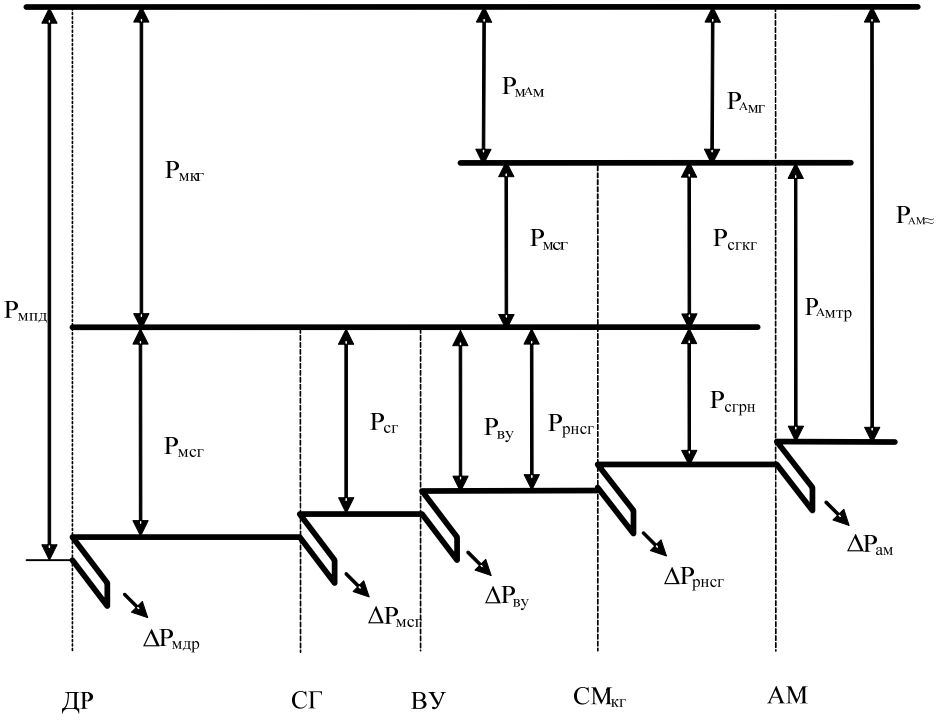


Рис.2. Энергетическая диаграмма ДАСПГА с КГ в режиме источника электроэнергии переменного тока постоянной частоты

В этом режиме подводимая от приводного двигателя механическая мощность $P_{\text{МПД}}$ за вычетом механических потерь в ДР $\Delta P_{\text{МДР}}$ распределяется между КГ и СГ в соответствии со скоростями вращения их валов ω_1 и ω_2 (рис.1). Синхронный генератор переменной частоты преобразует подведенную к нему часть механической мощности $P_{\text{мсг}}$, за вычетом известных механических потерь $\Delta P_{\text{мсг}}$ (от трения в подшипниках качения), в электрическую. Выпрямительное устройство (ВУ) преобразовывает электрическую мощность генератора переменной частоты в постоянный ток мощностью $P_{\text{ву}}$, который обеспечивает возбуждение СМ КГ и регулирование выходного напряжения КГ. Таким образом, в рассматриваемом варианте работы ДАСПГА с КГ подведенная механическая мощность $P_{\text{м}}$ с помощью КГ преобразуется в электрическую мощность АМ и электрическую мощность СГ состоящую из трансформаторной мощности ($P_{\text{АМтр}}$) и мощности возбуждения АМ ($P_{\text{АМген}}$). Соотношение этих составляющих зависит от соотношения частот вращения ротора АМ и его магнитного поля.

$$P_{\text{АМген}} = P_{\text{с}\approx}(\omega_1/\omega_{\text{п2}}) = P_{\text{с}\approx}(p_{\text{АМ}}/(p_{\text{СМКГ}} + p_{\text{АМ}})),$$

$$P_{\text{АМтр}} = P_{\text{с}\approx} - P_{\text{с}\approx}(\omega_1/\omega_{\text{п2}}) = P_{\text{с}\approx}(p_{\text{СМКГ}}/(p_{\text{СМКГ}} + p_{\text{АМ}})).$$

С учетом потерь $P_{\text{АМтр}} = P_{\text{с}\approx} - P_{\text{с}\approx}(\omega_1/\omega_{\text{п2}}) = P_{\text{с}\approx}(p_{\text{СМКГ}}\eta_{\text{СМКГ}}/\eta_{\text{АМ}}(p_{\text{СМКГ}} + p_{\text{АМ}}))$.

Процесс преобразования подводимой механической мощности в КГ с АМ ($P_{\text{МАМ}}$) и СМ ($P_{\text{МСМКГ}}$) можно представить с помощью соотношений:

$$P_{\text{МАМ}} = P_{\text{с}\approx}\, p_{\text{АМ}}/\,\eta_{\text{АМ}}(p_{\text{СМКГ}} + p_{\text{АМ}}),$$

$$P_{\text{МСМКГ}} = \frac{P_{\text{СМКГ}\approx}}{\eta_{\text{СМКГ}}},$$

где $P_{c\approx}$ - активная электрическая мощность, отдаваемая статорной обмоткой АМ; $\eta_{\text{АМ}}$, $\eta_{\text{СМКГ}}$ – КПД соответственно АМ и СМ КГ; $P_{\text{СМКГ}\approx}$ - генерируемая электрическая мощность СМ КГ.

Учитывая, что роторные обмотки АМ и СМ КГ соединены между собой, трансформаторную составляющую $P_{\text{СМКГ}\approx\text{тр}}$ СМКГ, которая передается АМ, определим как:

$$P_{\text{СМКГ}\approx\text{тр}} = \frac{P_{\text{с}\approx}\eta_{\text{СГ}}\eta_{\text{ВУ}}(p_{\text{СМКГ}} + p_{\text{АМ}}\eta_{\text{СМКГ}})}{\eta_{AM}\left(i_1\frac{\omega_1}{\omega_2}\eta_{\text{СМКГ}} + \eta_{\text{СГ}}\eta_{\text{ВУ}}\right)(p_{\text{СМКГ}} + p_{\text{АМ}})},$$

где $\eta_{\text{СГ}}$, $\eta_{\text{ВУ}}$ - соответственно КПД синхронного генератора переменной частоты и ВУ, i_1 - передаточное число дифференциального редуктора.

Результирующий механический момент, развиваемый приводом на валу КГ равен сумме механических моментов АМ и СМКГ.

Далее проанализируем режим работы ДАСПГА с КГ при одновременном питании потребителей переменного тока постоянной частоты и потребителей постоянного тока. В этом случае мощности источников энергии распределяются пропорционально нагрузке в пределах суммарной генерируемой мощности ПГА. Процесс преобразования мощностей можно проследить по энергетической диаграмме (рис.3).

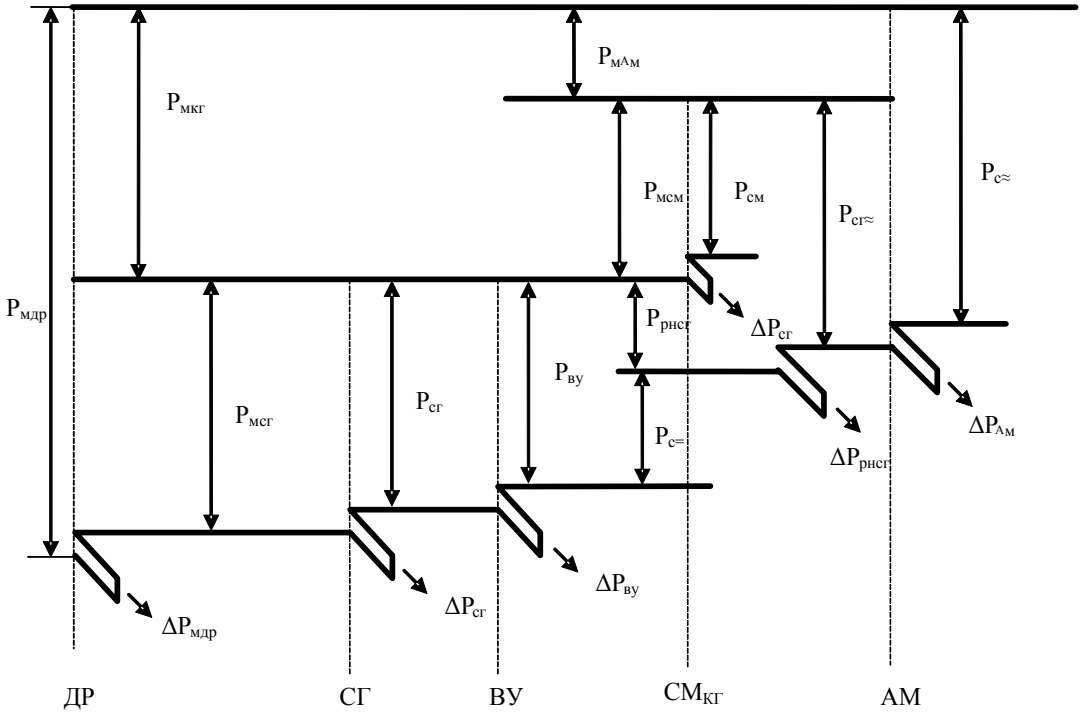


Рис.3. Энергетическая диаграмма работы ДАСПГА с КГ в режиме источника электроэнергии переменного тока постоянной частоты и постоянного тока

Рассмотрим вариант, когда нагрузка сети переменного тока больше нагрузки сети постоянного тока. В этом случае избыточная мощность сети постоянного тока $P_{рнсг}$ через РН подается на обмотку возбуждения синхронной части КГ. Затем, $P_{рнсг}$ за счет электромагнитных и трансформаторных процессов через АМ поступает к потребителям сети переменного тока $P_{c\approx}$.

Пусть механические мощности, развиваемые приводным двигателем на валах КГ ($P_{МКГ}$) и синхронного генератора переменной частоты ($P_{МСГ}$), в этом случае определяются выражениями (1) и (2):

$$P_{МКГ} = \frac{P_{C\approx} i_1 \frac{\omega_1}{\omega_2}\left(\frac{p_{СМКГ} + \eta_{СМКГ} p_{АМ}}{p_{СМКГ} + p_{АМ}}\right)}{\eta_{АМ} \cdot \eta_{СМКГ}\left(i_1 \frac{\omega_1}{\omega_2} + \eta_{СГ} \cdot \eta_{ВУ}\right)} + \frac{P_{C=} i_1 \frac{\omega_1}{\omega_2}}{i_1 \frac{\omega_1}{\omega_2} + \eta_{СГ} \cdot \eta_{ВУ}}, \quad (1)$$

$$P_{МСГ} = \frac{\frac{P_{C\approx}\left(p_{СМКГ} + \eta_{СМКГ} p_{АМ}\right)}{p_{СМКГ} + p_{АМ}}}{\eta_{АМ} \cdot \eta_{СМКГ}\left(i_1 \frac{\omega_1}{\omega_2} + \eta_{СГ} \cdot \eta_{ВУ}\right)} + \frac{P_{C=}}{i_1 \frac{\omega_1}{\omega_2} + \eta_{СГ} \cdot \eta_{ВУ}}, \quad (2)$$

где $P_{C=}$ - мощность потребителей сети постоянного тока.

Тогда, КПД ПГА ($\eta_{ПГА}$) определяется по формуле:

$$\eta_{ПГА} = \frac{\eta_{ДР}\eta_{АМ}\eta_{СМКГ}\left(i_1 \frac{\omega_1}{\omega_2} + \eta_{СГ}\eta_{ВУ}\right)\left(P_{C\approx} + P_{C=}\right)}{\left[P_{C\approx}\left(\frac{p_{СМКГ} + \eta_{СМКГ} p_{АМ}}{p_{СМКГ} + p_{АМ}}\right) + P_{C=}\eta_{АМ}\eta_{СМКГ}\right]\left(i_1 \frac{\omega_1}{\omega_2} + 1\right)}, \quad (3)$$

где $\eta_{ДР}$ - КПД ДР.

Исходя из предположения, что процесс перераспределения мощности между электрическими машинами ПГА носит электрический характер, можно заключить, что КПД предлагаемой схемы (рис.1), определяемый по формуле (3) будет выше.

Вывод

Приведенные энергетические диаграммы и аналитические соотношения для СОГ с ДАСПГА с КГ позволят проследить и оценить процесс преобразования подведенной механической энергии и электроэнергии, генерируемой СГ и КГ в зависимости от режимов работы системы генерирования, определяемых мощностью потребителей.

Список литературы

1. *ГОСТ 19705-89*. Системы электроснабжения самолетов и вертолетов. Общие требования и нормы качества электроэнергии. – М.: Изд-во станд., 1989. – 45 с.

2. *Красношапка М.М.* Генераторы переменного тока стабильной и регулируемой частоты. – К.:Техніка, 1974. – 168с.

3. *Романюк В.Е., Енчев С.В.* Оценка энергетических возможностей систем одновременного генерирования переменного тока постоянной частоты и постоянного тока при переменной скорости приводного двигателя // Електроніка та системи управління. – 2007. – №2(14) – 8 с.

4. *Романюк В.Е., Енчев С.В.* Особливості процесу перетворення енергії в диференціальній системі одночасного генерування з каскадним перетворювачем // Вісн. НАУ. – К.: НАУ, 2007. – №1. – 4с.

5. *Романюк В.Е., Енчев С.В., Мазур Т.А.* Энергетические диаграммы преобразования энергии в дифференциальной системе привод-генераторного агрегата с каскадным генератором // Електроніка та системи управління. – К.: НАУ, 2008. - №1(15). – С.109-113

УДК 629.735.083.02 (045)

С.В. Єнчев, кандидат технічних наук
(Національний авіаційний університет, Україна)

ДИНАМІЧНА МОДЕЛЬ СИСТЕМИ КЕРУВАННЯ ВИТРАТОЮ ПАЛИВА АВІАДВИГУНА

Розглядаються принципи побудови динамічної моделі системи керування витратою палива при керуванні подачею робочого палива на сталих режимах польоту.

Постійно зростаючі вимоги до льотно-технічних характеристик повітряних суден (ПС) призвели до суттєвого ускладнення конструкції сучасних авіаційних двигунів (АД) та до значного збільшення значень термодинамічних параметрів робочого процесу: ступінь підвищення тиску повітря в компресорі ($\pi_к^* = 50...60$), температура газів перед турбіною $T_Г^*$, ступінь двоконтурності тощо [1 ,2].

Ефективність АД залежить передусім від його питомих показників (питомої тяги, питомої маси та питомої витрати повітря) та від експлуатаційних висотно-швидкісних і дросельних характеристик. Експлуатаційні характеристики АД суттєво залежать від характеристик повітрозаборника, турбокомпресора та вихідного пристрою, їх узгодження та сумісної роботи в системі ПС [2].

У зв'язку з різноманіттям факторів, що впливають на робочий процес в АД, високими швидкостями зміни цих параметрів, а також у зв'язку з необхідністю керування великою кількістю параметрів робочого процесу АД оснащені комплексом складних, взаємодіючих між собою автоматичних пристроїв. Системи автоматичного керування двигунами (САКД) дозволяють з одного боку суттєво розширити можливості ПС та з другого боку – значно полегшити керування ними. Повна автоматизація АД, забезпечує двигунам високу тягову ефективність і паливну економічність, задані показники надійності та ресурсу. Автоматика сучасних АД характеризується складністю законів керування, наявністю декількох взаємопов'язаних контурів регулювання та складною логікою блокувань та дублювання [1].

Основним керуючим фактором будь-якого АД є витрата палива $G_Т$ в основній камері згоряння. Головні задачі системи керування витратою палива є [3]:

- стабілізація у висотно-швидкісних умовах заданого важелем керування двигуном (ВКД) роботи турбокомпресорної частини АД відповідно до реалізованого закону керування;
- обмеження неприпустимим за запасами міцності та газодинамічної стійкості величин некерованих параметрів АД;
- запуск АД та його переведення із одного режиму на інший при швидкому переміщенні ВКД за найкоротший час при заданих обмеженнях;
- обмеження у висотних умовах на режимі польотного малого газу мінімальної витрати палива в основну камеру згоряння на заданому рівні, що забезпечує його необхідне розпилення через форсунки та збереження по висоті визначеного часу прийомистості АД;
- короткотривале підвищення запасу газодинамічної стійкості в процесі попередження та ліквідації помпажу.

Стабілізація заданого ВКД режиму роботи турбокомпресора АД вирішується двома шляхами:

1. Стабілізація частоти обертання одного із роторів АД за допомогою регулятора частоти обертання ротора.
2. Стабілізація сумарного ступеню підвищення тиску повітря в компресорі АД за допомогою регулятора $\pi_к^*$.

Обмеження некерованих параметрів АД у висотно-швидкісних умовах при роботі турбокомпресора на максимальному режимі здійснюється за допомогою обмежувачів, що

входять в систему керування палива разом з регулятором частоти обертання ротора або $\pi_к^*$, при цьому можуть обмежуватися [1]:

- максимальна швидкість обертання роторів низького $n_{нт\,max}$ або високого $n_{вт\,max}$ тисків;
- максимальний тиск повітря за компресором $p_{к.max}^*$;
- максимальна температура газу перед турбіною $T_{к.max}^*$;
- максимальна та мінімальна приведені частоти обертання ротора АД $n_{пр.max}$ і $n_{пр.min}$;
- максимальна тяга АД P_{max} (на турбореактивних та турбореактивних двоконтурних АД);
- максимальна гвинтова потужність $N_{ГВ.max}$ (на турбогвинтових АД) та максимальна ефективна потужність $N_{e.max}$ (на турбовальних АД);
- максимальний та мінімальний тиск палива на робочих форсунках $p_{T.max}$ і $p_{T.min}$;
- мінімальна витрата палива $G_{T.min}$.

Для забезпечення високої статичної точності стабілізації частоти обертання ротора або $\pi_к^*$ і обмеження вказаних вище параметрів системи виконуються замкненими. Обмежувачі в замкнених системах є однорежимними регуляторами. Їх настройка, тобто обмежувана величина параметра не залежить від положення ВКД і може коректуватися за параметрами польоту. Структура таких обмежувачів аналогічна структурі основного регулятора, який на відміну від них є багато режимним, так як його настройка визначається положенням ВКД.

Дозування палива при запуску, прийомистості, скиданні газу та на режимах обмеження мінімальної витрати палива здійснюється паливними автоматами запуску, автоматами прийомистості та скидання, а також обмежувачами $G_{T.min}$. Ці автомати виконуються програмними. Програмування витрати палива в них здійснюється за часом або за внутрішньодвигуновими параметрами.

Короткочасне підвищення запасу газодинамічної стійкості в процесі попередження та ліквідації помпажа проводиться шляхом короткотривалого зменшення витрати палива в основну камеру згоряння АД за допомогою автоматів відсічки за командами сигналізаторів помпажа та небезпечної температури газу.

Отже, системи керування витратою палива в основну камеру згоряння АД у загальному випадку містять:

- регулятор частоти обертання ротора АД або $\pi_к^*$;
- обмежувачі $n_{нт\,max}$ (або $n_{вт\,max}$), $p_{к.max}^*$, $T_{к.max}^*$, P_{max}, $N_{ГВ.max}$, $N_{e.max}$, $n_{пр.max}$, $n_{пр.min}$, $G_{T.min}$, $p_{T.max}$ і $p_{T.min}$;
- паливний автомат запуску;
- автомат прийомистості;
- автомат скидання газу;
- автомат відсічки палива.

Можливості гідромеханічних систем автоматичного керування занадто обмежені. Це обумовило широке використання в САКД електронних регуляторів. Електронні регулятори в канал керування паливом вмикаються разом з гідромеханічними регуляторами, які на максимальних режимах роботи турбокомпресорів АД дублюють роботу електронних регуляторів, тобто є резервними. Обидва типи регуляторів в систему керування витратою палива (СКВП) вмикаються паралельно та мають загальні гідроприводи дросельних кранів. Електронний регулятор у СКВП виконує функції вимірювача розузгодження, корекції сформованого керуючого сигналу, його підсилення та перетворення до вигляду, зручного для керування гідроприводом дросельного крану [1]. Зазвичай в електронному регуляторі використовується широтно-імпульсна модуляції. При цьому на його виході формується

імпульсна напруга постійної амплітуди та частоти скважність якої залежить від величини розузгодження ΔX. Величина скважності визначається за формулою [1]:

$$\psi_{РП} = \frac{\tau}{T} \cdot 100\%,$$

де τ – тривалість імпульсів, яка залежить від вимірюваного розузгодження ΔX; T – період слідування імпульсів.

Скважність керуючого сигналу 50%, яка відповідає $\Delta X = 0$, називається рівноважною та позначається $\psi_{РП0}$. Для перетворення сформованого електричного сигналу $\psi_{РП}$ в гідравлічний використовується спеціальний електромагнітний клапан, який працює в імпульсному режимі та здійснює зливом палива з командної порожнини поршня гідропривода дросельного крана. Це виконавчий механізм електронного регулятора.

При $\psi_{РП} = \psi_{РП0}$ має місце баланс витрат палива в командній порожнині поршня гідропривода дросельного крану і він нерухомий. При $\psi_{РП} > \psi_{РП0}$ виконавчий механізм на протязі більшого періоду часу перекриває зливання палива з командної порожнини поршня та дросельний кран переміщується на збільшення витрати палива. При $\psi_{РП} < \psi_{РП0}$ рух дросельного крана відбувається в зворотну сторону. При керуванні витратою палива електронним регулятором дія вимірювального пристрою гідромеханічного регулятора частоти обертання ротора на гідропривід дросельного крану блокується за допомогою гідроперемикача або селектора.

На рис.1 наведено структуру СКВП турбореактивного двоконтурного двигуна (ТРДД), в якому електронний та гідромеханічний регулятори частоти обертання ротора високого тиску $n_{ВТ}$ увімкнені в систему за допомогою гідроперемикача, положення якого визначається сигналом від блока контролю електронного регулятора.

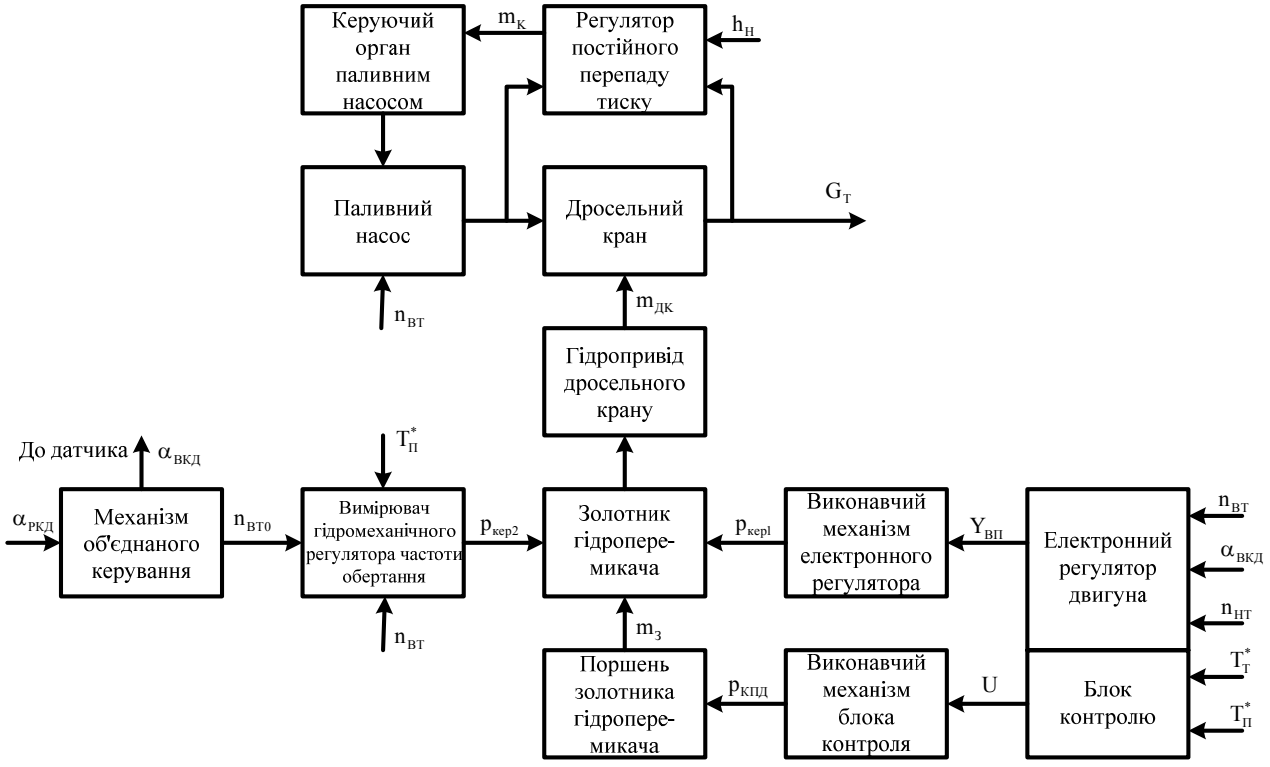


Рис.1. Структура системи керування витратою палива

Особливістю даної системи є те, що в її електронному регуляторі реалізується вимірювальна частина не обмежувача, а основного регулятора частоти обертання ротора $n_{ВТ}$, його настройка як і гідромеханічного регулятора визначається положення ВКД. При

цьому електронний регулятор частоти обертання ротора $n_{ВТ}$, як і гідромеханічний, є всережимним. Він здійснює дозування витрати палива в основну камеру згорання з режиму малого газу до режимів з максимальною частотою обертання ротора високого тиску.

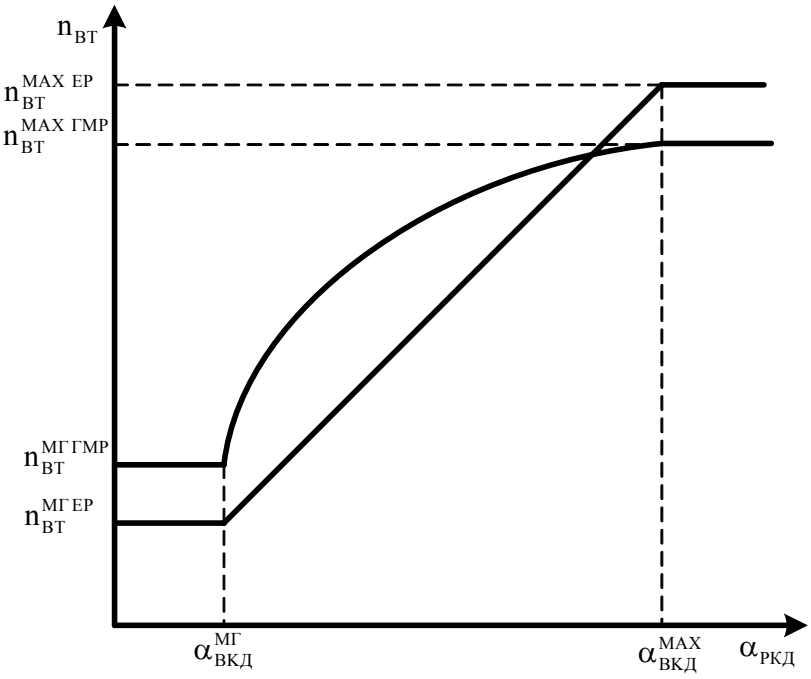


Рис.2. Характеристики настройки електронного та гідромеханічного регуляторів

У випадку виникнення несправності електронного регулятора його блок контролю формує команду на свій виконавчий механізм, який викликає спрацювання поршня гідроперемикача та перекладку його золотника, який примусово викликає відімкнення електронного регулятора і підключення його гідроприводу дросельного крану вимірювальної частини гідромеханічного регулятора $n_{ВТ}$. Характеристики настройки цих регуляторів мають вигляд, показаний на рис.2.

Висновки

Замінюючи елементи системи (рис.1) їх передаточними функціями можна отримати динамічну модель системи керування витратою палива у зображеннях по Лапласу. Дана модель дозволяє дослідити динаміку САКД в очікуваних та екстремальних умовах експлуатації та частково відмовитися від недешевих натурних випробовувань.

Список літератури

1.*Климентовский Ю.А.* Системы автоматического управления силовыми установками летательных аппаратов // Под ред. д.т.н. Митраховича М.М. – К.: КВИЦ, 2001. – 400 с.

2.*Синяков А.Н., Шаймарданов Ф.А.* Системы автоматического управления летательных аппаратов и их силовыми установками. – М.: Машиностроение, 1991. – 320 с.

3.*Югов О.К., Селиванов О.Д., Дружинин Л.Н.* Оптимальное управление силовой установкой самолета. – М.: Машиностроение, 1978. – 204 с.

4.Синтез систем управления и диагностирования газотурбинных двигателей / *С.В. Епифанов, Б.И. Кузнецов, И.М. Богаенко* и др. – К.: Техніка, 1998. – 312 с.

5.Математическое моделирование системы «САУД – АД» для определения качества функционирования в условиях авиапредприятий / *С.В. Енчев* // Наука і молодь: Зб. наук. пр. – К.: НАУ, 2006. – С.33-36.

6.Формування логіко-імовірнісної моделі функціонування електронної системи управління авіадвигунами / *С.В. Єнчев, А.О. Сильнягін* // Електроніка та системи управління. – 2007. – №1(13) – С.200-205.

7.Современный подход к реализации комплексной методики диагностики авиационных газотурбинных двигателей / *В.В. Панин, С.В. Енчев, М.О. Олали* // Авиационно-космическая техника и технология. – 2007. – №9(45). – С.173-176.

UDC 519.6

Bardachev J.N., PhD, Dydik A.A., PhD, Lytvynenko V. I, PhD, Fefelov A.A., PhD
(Kherson national technical university, Ukraine),
Zaharchenko J.A. (National aviation university, Ukraine)

APPLICATION OF HYBRID IMMUNE SYSTEMS AT DIAGNOSTICS OF ANOMALIES IN AERONAUTICAL ENGINEERING

In this work application of the new combined algorithm on the basis of an immune network and a negative selection for identification of anomalies in work of the valve poppet is described. The developed algorithm has shown satisfactory results.

Introduction and Motivation

Space Shuttle Columbia tragically exploded over Texas in 2003 because of an unforeseen problem of foam falling off the external fuel tank, hitting the wing, and damaging the heat insulation of the leading edge, which led to structural failure during fiery reentry. This episode exemplifies the need to detect potential problems that were not identified previously. To automate the process of detecting novel potential problems, we proposed data mining techniques for anomaly detection. Our method anomaly detection in data is based on hybrid algorithm which uses metaphors of natural immune systems [1]. Models of normalcy are mined from historical normal data, and the models are used to detect significant deviations, called anomalies, from the models. Anomalies could be potential problems that were previously unknown. Our research has been based on time series data from a fuel valve in the NASA space shuttle program [1].

Definition and methods

Negative Selection Algorithm

The negative selection algorithm is illustrated in Fig. 1.

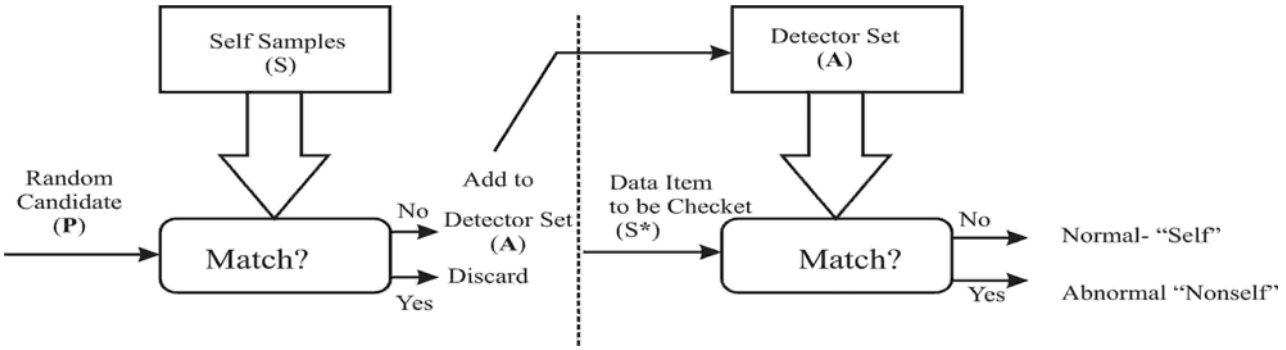


Fig.1. The negative selection algorithm

The negative selection algorithm can be summarized as follows: 1. *Initialization;* 2. *Affinity evaluation;* 3.*Generation of the available repertoire.*

The process of generating the available repertoire in the negative selection algorithm was termed *censoring phase* by the authors. The algorithm is also composed of a *monitoring phase.* In the monitoring phase, a set $\mathbf{S}^*$ of protected strings is matched against the elements of the available repertoire A. The set **S*** might be the own set **S**, a completely new set, or composed of elements of **S**. If recognition occurs, then a non-self pattern (string) is detected. The algorithm of negative selection has also other restrictions and limitations. When it is not appropriate, for example, the number of self samples is small and sparse. Some limitations of the (binary) string representation in NS algorithms are as follows: 1. Binary matching rules are not able to capture the semantics of some complex self/non-self spaces. 2. It is not easy to extract meaningful domain knowledge. 3. In some cases a large number of detectors are needed to guarantee better coverage (detection rate). 4.

It is difficult to integrate the NS algorithm with other immune algorithms. 5.Crisp boundary of self and non-self may be hard to define. Problem of the given research is working out of an advanced method of generation of the detectors, capable to adaptive selection of their options, quantity and an arrangement. As such method in the paper it is offered to use an artificial immune network.

The Algorithm of artificial immune network

The aiNet learning algorithm can be summarized as follows:

1. *Initialization:* create an initial random population of network antibodies.
2. *Antigenic presentation:* for each antigenic pattern, do:
    2.1. *Clonal selection and expansion:* for each network element, determine its affinity with the antigen presented. Select a number of high affinity elements and reproduce (clone) them proportionally to their affinity.
    2.2. *Affinity maturation:* mutate each clone inversely proportional to affinity. Re-select a number of highest affinity clones and place them into a clonal memory set.
    2.3. *Metadynamics:* eliminate all memory clones whose affinity with the antigen is less than a pre-defined threshold.
    2.4. *Clonal interactions:* determine the network interactions (affinity) among all the elements of the clonal memory set.
    2.5. *Clonal suppression:* eliminate those memory clones whose affinity with each other is less than a pre-specified threshold.
    2.6. *Network construction:* incorporate the remaining clones of the clonal memory with all network antibodies.
3. *Network interactions:* determine the similarity between each pair of network antibodies.
4. *Network suppression:* eliminate all network antibodies whose affinity is less than a pre-specified threshold.
5. *Diversity:* introduce a number of new randomly generated antibodies into the network.
6. *Cycle:* repeat Steps 2 to 5 until a pre-specified number of iterations is reached.

The offered combined algorithm of negative selection and an artificial immune network

Solution of the problem of identification the surging by means of the developed algorithm demands the description of specific implementation of some operators and functions. In this case the immune network uses real numbers coded antibodies (fig. 2) at which the metrics is applied to distance calculation (2) Euclidean. Thus, antibodies form round themselves l-dimensional radial area of recognition with radius which r called a cross-reactive threshold. As it is shown in Fig. 2, cross-reactive threshold is included in the structure of an antibody that gives the chance for adaptive adjustment of its value. Thus, the immune network fills space of "Nonself" with distinguishing hyperspheres of different radius that gives the chance for its fuller covering.

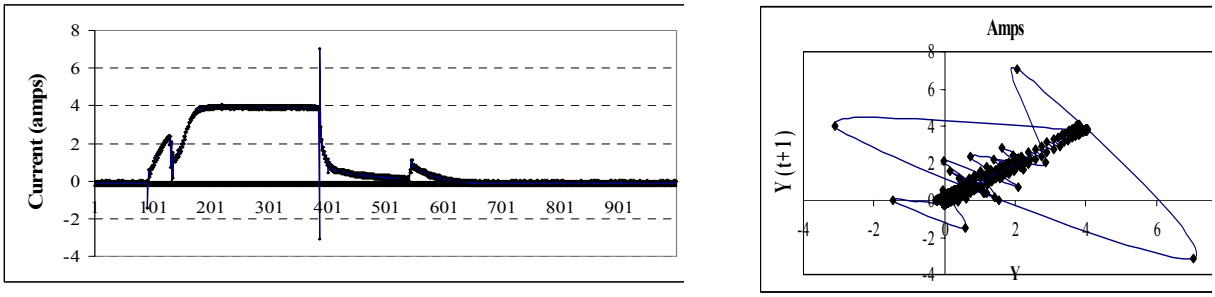
r	Ab_{i1}	Ab_{i2}	…	Ab_{il}

Fig. 2. Representation of an antibody of an immune network

Data Set

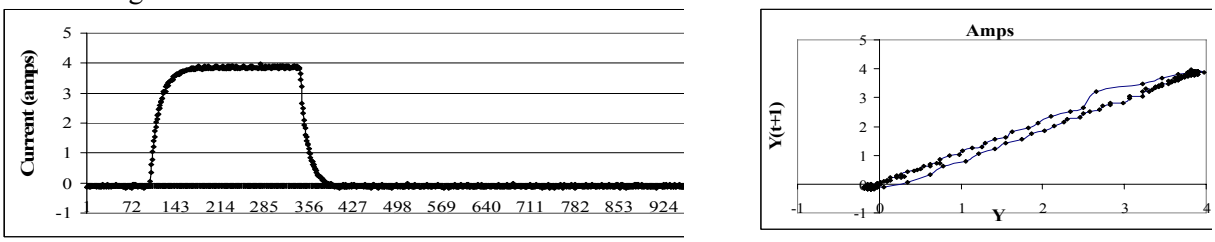
The NASA valve data set [2] consists of solenoid current measurements recorded on Marrotta series MPV-41 valves as they are remotely opened and closed in a laboratory. These small valves are used to actuate larger, hydraulic valves that control the flow of fuel to the space shuttle engines. Sensor readings were recorded using either a shunt resistor or a Hall effect sensor under varying conditions of voltage, temperature, or blockage or forced movement of the poppet to simulate fault conditions. There are several data subsets, of which two are suitable for testing anomaly detection systems. These are the TEK and VT1 (voltage test 1) sets. The TEK set

contains 4 normal and 8 abnormal time series. The four normal traces are labeled TEK 0 through TEK 3, and vary slightly in the degree of background noise, duration of the "on" cycle, and average current during both the "on" and "off" portions. The abnormal series (TEK 10 through 17) were generated by restricting or forcing the movement of the poppet, which has the effect of changing the shape of the rising and falling edges of the waveform. All of the waveforms consist of 1000 samples at a rate of 1 ms per sample. The trace begins at time -0.1s. The valve is actuated at time 0, and deactivated at various times, typically around time 0.2s to 0.3s. The "on" current is approximately 4 in unspecified units. The "off" current is approximately 0. Measurements are quantized with a resolution of 0.04. In our experiments we do not use TEK 4 through TEK 9 because these are partial waveforms with different sampling rates. Figure 4 and 5 shows typical waveforms, TEK 0, and 10. TEK 0 is normal. The spikes on the rising and falling edges of the waveform are due to induced voltage caused by movement of the solenoid magnet during opening and closing of the poppet. In TEK 10, the poppet is blocked, so these spikes are absent.



(*a*) (*b*)

Fig. 4: *a* – the graph of the signal TEK 0, which does not contain anomalies; *b* – the restored phase portrait of the signal TEK 0 which does not contain anomalies



(*a*) (*b*)

Fig. 5: *a* – the graph of the signal TEK 10, which does not contain anomalies; *b* – the restored phase portrait of the signal TEK 10 which does not contain anomalies

Results of computer experiment

Generally it is possible to present a problem of detection of anomalies as follows [4, 5]. Let a discrete time number of values of a process variable is given as: $y_1, y_2, ..., y_n$. It is supposed, that discrete control of values of the variable $y(t)$ is performed on an interval $[t_1, t_n]$. The given number of measurements time window of width k is $k < n$. The values of the time window form a vector of patterns $Y_t(y_t, y_{t-1}, ..., y_{t-k+1})$. The vector of patterns is set in correspondence to one of the two classes: *normal* (1), if the fragment of the time series, corresponding to the given vector, does not contain anomalies (i.e. belongs to the class of "self"), otherwise it corresponds to *abnormal* (0). The time window is moving along a time axes on size of steps, Δl, forming a set of vectors which divide attributes space into two parts: with anomalies and without them. The problem is in referencing of any vector, Y_j, formed by the sliding window, to one of the two allocated classes. On the other hand, if we consider the process under study as a dynamic system, the set of vectors received by means of a sliding window represents the restored phase portrait of dynamic system, and the vectors formed are the points, belonging to a phase trajectory of this system. With normal behaviour the given trajectory can be perceived as the reference image, any deviation from which is anomalous

pattern (Fig. 5). It is necessary to stress, that the use of negative selection allows to get rid of necessity to include into training sample the vectors, corresponding to abnormal behaviour that gives the chance to recognize any, even not known anomalies.

Tabl.1.

Average results testing received on data TEK

№ n/n	Algorithm	Classification accuracy
1	Hybrid algorithm of negative selection and immune network [1,3]	98,8%
2	Hybrid algorithm clonal selection and negative selection [3,4]	87,1 %
3	Canonical algorithm of negative selection [3,4]	80,7%

Conclusion

A set of novel algorithms and software tools was developed for data mining deterministic dynamical time series for the purpose of anomaly detection. Test results show the new algorithms to be well suited for one-class normal training and anomaly detection. The modified method and algorithm of negative selection has been developed to solve the problem of anomalies detection in functioning of complex engineering systems. This method and algorithm for training and anomalies identification uses the mechanisms of artificial immune networks. The distinctive feature of the algorithm is in updating of process of training thanks to which the possibility of adaptive selection of options is implemented as well as the quantities and placement of detectors is determined. The experimental study has shown a high efficiency of the offered algorithm which is linked to its computing stability thanks to adaptive selection of the cross-reactive threshold. Also optimality is achieved owing to adaptive adjustment of the size of an immune network, i.e. quantity of necessary detectors; high accuracy of detecting is shown, owing to reduction of quantity and the sizes of "cavities" created. Results of diagnostics testify to affinity of the estimates produced by the experts, and the estimates generated by means of the method and algorithm developed.

References

1. *V. Lytvynenko, P. Bidyuk,V. Myrgorod* Application of the method and combined algorithm on the basis of immune network and negative selection for identification of turbine engine surging // International Conference on inductive Modelling (ICIM'2008) p.116-123.

2. *B. Ferrell, S. Santuro*, NASA Shuttle Valve Data. http://www.cs.fit.edu/~pkc/nasa/data/ , 2005.

3. *Litvinenko V.I.* The immune qualifier for the decision of problems of binary classification (theoretical bases) // System technologies. Vol. 1 (42).– Dnipropetrovsk, 2006, pp.114-130 (RUS)

4. *Litvinenko V.I.* The immune qualifier for the decision of problems of classification (practical aspects)//System technologies // Vol. 5 (46). – Dnipropetrovsk, 2006, pp.113-126.(RUS)

5. *Fefelov A.A.*, *Litvinenko V.I., Bidjuk P.I.* Modification of negative selection algorithm on the basis of mechanisms artificial immune sets for solution of anomalies detection problems // The Collection of scientific works in five volumes of the Second International Scientific Conference on Intellectual Systems of Decision-making and Applied Aspects of Information Technologies // Ukraine, Evpatoria 2007, Vol. 3, pp.73-78.(RUS).

УДК 658.012 (043.2)

О.В. Самков, доктор технічних наук,
Ю.А. Захарченко
(Національний авіаційний університет, Україна)

МЕТОД РОЗВ'ЯЗКУ ЗАДАЧІ УПРАВЛІННЯ ПРОЕКТАМИ МОДЕРНІЗАЦІЇ АВІАЦІЙНОЇ ТЕХНІКИ НА ОСНОВІ ІМУННИХ АЛГОРИТМІВ

Розглянутий у статті метод розв'язку задачі управління проектами модернізації авіаційної техніки на основі імунних алгоритмів показує досягнення необхідної достовірності результатів планування проведення її модернізації та обґрунтованість практичних рекомендацій в умовах невизначеності фінансування

Модернізація авіаційної техніки (АТ) є одним із основних напрямів технічної політики багатьох держав світу [1,2]. У зв'язку з моральним та фізичним старінням АТ в Україні актуальність її модернізації в сучасних умовах значно зростає. Модернізація дозволяє поліпшити технічні і якісні характеристики транспортних засобів, розширити їхні можливості при витратах майже на порядок менших, ніж закупівля нової техніки [1…3].

Модернізація базових літаків широко застосовується на практиці літакобудування, її рушійною силою є економічний фактор. Особливо актуальним цей напрямок стає для України в сучасних умовах, тому що є чи не єдиним способом активної присутності на регіональних і світовому ринках продаж АТ в умовах нестабільних програм виробництва нових літаків на пострадянському просторі, пов'язаних з гострим дефіцитом інвестицій [3].

Однією з важливих задач модернізації є задача управління проектами модернізації АТ, від розв'язання якої залежить успішність її проведення, а також мінімізація витрат ресурсів.

Розв'язок поставленої задачі ускладнюється тим, що модернізація в Україні проводиться в умовах невизначеного та недостатнього фінансування [4…6]. Однак, працездатних методів та алгоритмів, які б дозволяли вирішувати такі задачі, на даний час не існує. Це обумовлює необхідність розробки методичного апарату, який дозволить обґрунтовано здійснювати підтримку прийняття рішень в умовах невизначеного та недостатнього фінансування процесів модернізації АТ під час її планування та управління.

В зв'язку з цим, метою цієї статті є розробка методу розв'язання задачі управління проектами модернізації АТ на основі імунних алгоритмів, як ефективного засобу управління проектами й розвитку виробництва АТ. Застосування даного методу дозволить підвищити достовірність результатів планування проведення модернізації АТ та обґрунтованість практичних рекомендацій в умовах невизначеності фінансування.

З метою вирішення поставленої задачі досліджень, запропоновано розглядати модернізацію з позиції системного підходу на рівні парку АТ і в якості об'єкта досліджень виділити авіаційний комплекс (АК), який, крім повітряного судна (ПС), включає засоби наземного обслуговування, аеродромно - технічного забезпечення, зв'язку та управління.

Математичну формалізацію задачі досліджень проведемо для заданої сукупності кінцевих множин з їх характеристиками:

– завдань та можливостей, вирішення яких мають забезпечити АК після модернізації;

– типів АК, що підлягають модернізації;

– виробничих потужностей авіаційних підприємств, на яких буде проводитися модернізація;

– можливих варіантів модернізації за типами АК;

– обсягів фінансування;

– термінів надходження фінансів.

В якості факторів, що мають невизначеність, розглянути обсяги і терміни фінансування.

У зв'язку з наявністю невизначеностей в задачі управління проектами модернізації АТ розглянуто стохастичну постановку наукової задачі досліджень, яка полягає у знаходженні

для визначеного типу АК такого *i*-го оптимального варіанта модернізації, що забезпечує максимум математичного очікування цільової функції підвищення коефіцієнту потенційних можливостей парку АК після модернізації для невизначених факторів з урахуванням обмежень.

Вирішити цю задачу з урахуванням невизначеності надзвичайно складно, а відомі методи її вирішення (експертного, адаптивного і компромісного рішення) на основі методів стохастичного програмування недостатньо розроблені.

Задача планування процесу модернізації АТ, вирішується на основі методів управління проектами та розподілу і планування ресурсів. Задача розробки розкладів є однією з найбільш поширених задач, що вирішуються людиною. У загальній постановці це процес розподілу деякого кінцевого набору подій у часі в умовах ресурсних та інших обмежень. Розробка розкладу вирішення задачі модернізації АТ є NP- складною задачею.

У зв'язку з цим розв'язання цієї задачі методами повного перебору, методом гілок та границь або іншими точними алгоритмами на практиці значно ускладнено для застосування через їх працеємність.

Поставлена задача з розробці методу розв'язання задачі управління проектами модернізації АТ на основі імунних алгоритмів є двокроковою. На першому кроці потрібно розподілити операції з модернізації АТ за місцями їх проведення та типам АТ. На другому – мінімізувати ресурси і терміни виконання операцій модернізації або максимізувати кількість об'єктів АТ.

Для розв'язання даної задачі був обраний алгоритм клонального відбору, який відноситься до імунних алгоритмів [6].

Для побудови клонального імунного алгоритму необхідно визначити: спосіб подання розв'язання завдання у вигляді антитіл (індивідуумів), функцію афінності та процедуру репродукції, що включає оператори відбору, клонування і мутації антитіл. Рішенням розглянутого завдання є загальний план модернізації U, що складається з окремих компонентів u_i. Кожний компонент u_i приймає значення з кінцевого алфавіту розміру $|I|$. Структура антитіла представлена на рисунку 1.

u_1	u_2	...	u_n

Рис. 1. Структура антитіла

Для реалізації алгоритму клонального відбору для розв'язання задач розробки проектів (планів) модернізації всі роботи з модернізації АТ та ресурсні обмеження моделюються як антитіла. У цьому випадку необхідно задати вимогу, щоб значення усіх генів антитіла були унікальними, тобто кожна робота або ресурс повинні бути включені у розклад один раз і при цьому повинні бути виконані всі етапи проекту модернізації АТ.

Антитіло будується з набору евристичних правил, які використовуються для розв'язку задачі. Клональний відбір у даному випадку зводиться до відбору кращого антитіла з послідовністю евристик, які забезпечують оптимальне значення цільової функції. Алгоритм ідентифікує кращі антитіла відповідно до їх аффінності та проводить інтелектуальний пошук в області заданих антитіл з метою знаходження кращого рішення. Цей процес виконується неодноразово і інформація, яку ми отримуємо від кожного покоління, використовується як зворотній зв'язок, щоб зберегти та розмножити кращі індивідууми.

Таким чином потрібно побудувати розклад плану модернізації авіаційної техніки й проаналізувати потреби в ресурсах і матеріалах, знаючи список ресурсів і матеріалів, перелік робіт і їх властивості, а також потреби кожного типу робіт в ресурсах і матеріалах. Це завдання можна розв'язати ітеративно, вибираючи на кожному кроці етап роботи, який задовольняє обмеженням і певному правилу.

План модернізації будемо оцінювати по двом параметрам – загальний приріст потенціальної ефективності всього авіаційного парку і вартість робіт проекту, при цьому в якості цільової функції буде використовуватися добуток вартості й приросту ефективності.

При рішенні завдання реалізований наступний принцип побудови розкладу: на кожному кроці роботи розбиваються на дві множини – «відкриті» і «закриті». «Відкриті» роботи – такі, які можуть бути включені на поточному кроці в розклад, тобто вони або не мають робіт попередників, або їх попередники вже включені в розклад. «Закриті» роботи – такі, які не можуть бути включені в розклад на даному кроці. З «відкритих» робіт за допомогою деяких правил вибирається робота. Правила можуть бути наступними «вибрати роботу» [7].

A. З найменшою тривалістю
B. З найбільшою тривалістю
C. Найдорожчу
D. Найдешевшу
E. Що має найбільше число послідовників
F. Що має найбільше число обмежень по старту й по фінішу
G. Приносить найвищий приріст потенціальної можливості по конкретному типу АТ.

Крім того є 2 правила для ресурсів: (H) дозволена або (I) заборонена понаднормова робота

Кожне правило може виявитися вигідним у певних випадках:

- найкоротшу за тривалістю роботу добре вибирати тоді, коли робота-претендент на включення в розклад має тип «фіксована кількість». Якщо така робота на певному етапі є короткою, то потрібно використовувати цей момент, тому що при недоліку ресурсів вона може розтягтися, що може вплинути на загальну тривалість проекту, особливо якщо в проекті дана робота пов'язана з іншими відношенням « попередник-послідовник» і виступає в ролі попередника.
- найдовшу роботу слід вибирати у випадках, якщо робота-претендент є роботою з типом тривалості «обумовлена завданням». У випадку нестачі ресурсів початок такої роботи може бути затриманий, що спричинить затримку наступних за нею робіт і всього проекту, при цьому найдовші роботи необхідно вибирати раніше, тому що на перших етапах завантаження ресурсів ще не велике.
- найдешевшу роботу вигідно вибирати тоді, коли пріоритетною характеристикою проекту є вартість.
- заборона/дозвіл понаднормової роботи ресурсів може вплинути, як на тривалість проекту, так і на його вартість. З одного боку, понаднормова робота дозволяє скоротити тривалість окремих робіт і проекту в цілому, з іншого боку, при понаднормовій роботі зростають витрати на ресурси.
- роботу з найбільшою кількістю обмежень вигідно вибирати, якщо за порушення обмежень установлений великий штраф.

У результаті можливих комбінацій правил для робіт і ресурсів одержуємо 30 евристик для вибору наступної роботи. Кожна евристика може бути застосовано кілька раз, необов'язкове застосування всіх евристик при рішенні завдань, не існує яких-небудь залежностей між евристиками. Побудова варіанту модернізації є в цьому випадку пошук послідовності евристик, що забезпечує оптимальне значення цільової функції.

Оцінка варіанта плану модернізації починається з перевірки на задоволення їм прийнятих обмежень. Якщо план не задовольняє цим обмеженням то йому призначається штраф який знижує його аффінність у популяції.

Для визначення вартості модернізації окремої одиниці АТ (c_i), часу на модернізацію цієї одиниці (t_i), а також імовірності виконання плану її модернізації (p_i) будується календарний план у вигляді спрямованого ациклічного графа $G(V,E)$(рис.2). Вершини V це етапи виконання плану, а дуги E – зв'язки між етапами.

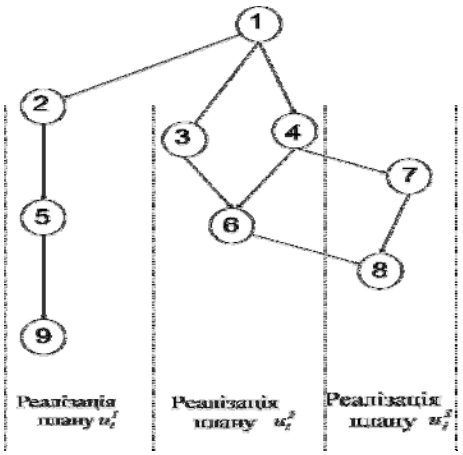


Рис. 2. Приклад комплексного календарного плану

Кожний етап має наступні характеристики:

$$\left\{ t^{н},\ \mathrm{t}^{к}, c^{e}, \mathrm{r}_{j}^{e} \right\} \qquad (1)$$

де $t^{н}$ – час початку етапу; $\mathrm{t}^{к}$ – час закінчення етапу; c^{e} – вартість етапу; r_{j}^{e} – кількість виробничих потужностей j – го типу, використовуваних для реалізації поточного етапу.

Вартість обраного плану є сумою вартостей окремих етапів.

Висновки

Запропонований підхід дозволяє одержувати більш обґрунтовані плани проведення модернізації АТ з урахуванням кількісних оцінок і на їх основі розробляти практичні рекомендації із планування заходів щодо модернізації АТ в умовах невизначеності й обмеженості фінансування.

Література

1. *Клишин Ю.* Ставка на модернизацию и многофункциональность // Вестн. воздушного флота. –1999. – №1. – С. 18–21.

2. *Самков О.В., Коваленко А.В.* Методологія обгрунтування варіантів модернізації парку бойових авіаційних комплексів // Зб. наук. пр. НЦ ВПС. – К.: НЦ ВПС ЗС України, 2003. –Вип.6.– С. 15–20.

3. *Самков О.В., Климчук В.П.* Особливості розробки та реалізації авіаційних цільових комплексних програм в Україні // Вісник НАУ. – 2004. – № 4 (22). – С. 55– 60.

4. *Финадорин Г.А., Харченко А.В., Самков А.В.* Методологические аспекты формирования программы развития военной авиации // Труды НЦ ВВС.– К.: НЦ ВВС. – 1997. – Вып. 1.– С. 77– 87.

5. *Самков О.В. Казак В.М.* Методичний підхід щодо обгрунтування оптимальних варіантів модернізації складних технічних систем // Системні технологі. – Д.: ДГУ, 2006.–Вип. 6(47). – С. 212 – 220.

6. *Самков О.В., Литвиненко В.І.* Методологічний підхід щодо вирішення завдань розподілу ресурсів в умовах невизначеності // Зб. наук. праць ДНДІ авіації.– К.: ДНДІА, 2006.– Вип. 21(9). – С. 220 – 225.

7. *Jensen F.V.* Dayesian networks basics. – Tech. Rep. Alborg Universiti, Denmark, 1996.

УДК 629.735.017.1.03:004.89(045)

В.Н. Казак, доктор технических наук,
(Национальный авиационный университет, Украина)
В.С. Гасиджак,
(Управление магистральным газопроводам «Прикарпаттрансгаз», Украина)

РАЗРАБОТКА ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СИСТЕМЫ ДИАГНОСТИРОВАНИЯ ОБЪЕКТОВ ГАЗОТРАНСПОРТНОЙ СИСТЕМЫ

Разработана структурная схема интеллектуальной системы диагностирования технического состояния газотурбинного двигателя, основанная на нейро-нечетком классификаторе

Газотурбинные двигатели (ГТД) находят самое широкое применение в газовой промышленности, где они являются основой газоперекачивающих агрегатов (ГПА), и авиационной промышленности, где они являются основой авиационных силовых установок.

Наиболее перспективными газоперекачивающими агрегатами ГПА являются газотурбинные, так как источником энергии для них служит сам перекачиваемый газ. Газотурбинные ГПА не только поднимают давление в магистральном трубопроводе, но и обеспечивают быстрый запуск из холодного состояния, имеют относительно высокий КПД, малые размеры, простоту и надежность конструкции, развивают большую мощность и обеспечивают заданный расход газа [1]. Состояние основных элементов газотранспортной системы (ГТС) определяется некоторой совокупностью наиболее информативных признаков технического со-стояния в условиях эксплуатации. Поэтому определение состояния ГТС можно производить по измеренной информации, которую несут признаки состояния. Предполагая наличие дискретного изменения диагностических признаков при возникновении нового состояния, можно в качестве критерия для оценки состояния элементов ГТС принять вполне определенные допустимые пределы возможных отклонении признаков состояния, нахождение в которых будет гарантировать работоспособность основных элементов ГТС. Таким образом, одним из способов оценки технического состояния является способ оценки состояния по технической норме или диагностическим допускам на отклонения параметров.

Под методом диагностики состояния основных элементов ГТС, а в частности ГТД понимается математическое описание процедуры диагностики, включающее правило принятия решения о состоянии. Применяемые на практике методы построения диагностирования можно разделить на пять основных групп [2, 3]:

– аналитические методы;
– вероятностные методы;
– физические методы, использующие информацию об определенных физических закономерностях, описывающих или объясняющих состояние объекта диагностики;
– методы диагностирования использующие интеллектуальные технологии (нечеткую логику, нейронные сети, генетические алгоритмы).

Эффективность диагностирования зависит от: объективности принятой методики классификации состояния, выбранного способа оценки состояния, принятого алгоритма диагностирования, класса точности применяемых при диагностике приборов, величины погрешности определения признаков, внешних условий проведения диагноза.

Рассмотрим более подробно методы интеллектуальной диагностики. Интеллектуальная диагностика представляет собой совокупность средств, позволяющих строить надежные и адекватные модели диагностируемых сложных технических объектов и процессов по экспериментальным данным, обладающие при этом низкой избыточностью, высокой эффективностью и способностью адаптироваться к изменениям во внешней и внутренней средах диагностируемого объекта (процесса), что достигается обучением. Основной задачей

интеллектуальной диагностики является распознавание состояния технической системы (ГТД) в условиях ограниченной информации.

Процесс интеллектуальной диагностики ГТД в общем случае состоит из следующих этапов рис. 1, выполнение которых позволяет получить математическую модель объекта диагностирования, необходимую для осуществления диагностических мероприятий [4].

На рис. 2. представлена разработанная нейро-нечеткая система диагностирования технического состояния ГТД. Слой L_1 – входной слой, каждый элемент которого определяет функции принадлежности конкретных значений диагностических параметров, характеризующих x_i техническое состояние ГТД, поданных на i-й вход к нечёткому множеству A_i^k, i=1,2,...n, k=1,2,...,N, где n – количество входов в интеллектуальной системе, а N – количество нечётких правил. Выходы этих элементов представляют собой функции принадлежности $\mu_{A_i^k}(x)$ для конкретных значений x_i, поданных на i-й вход.

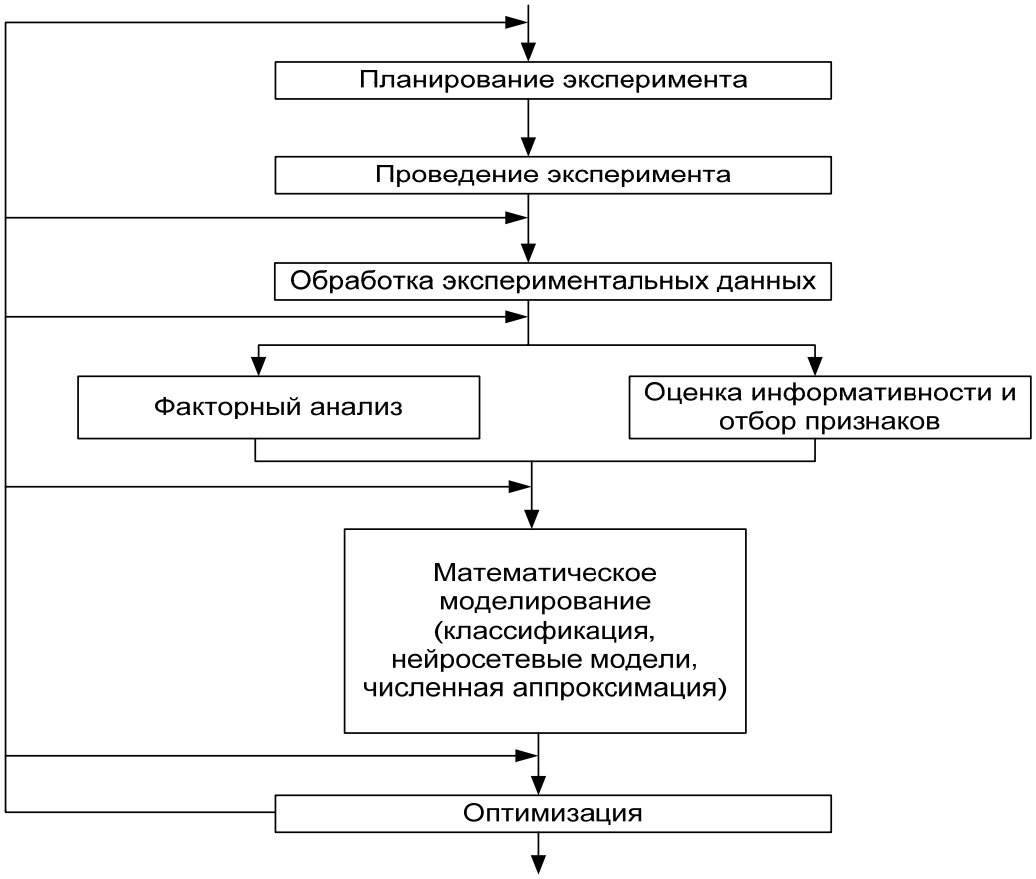


Рис. 1. Схема процесса интеллектуальной диагностики технического состояния ГТД

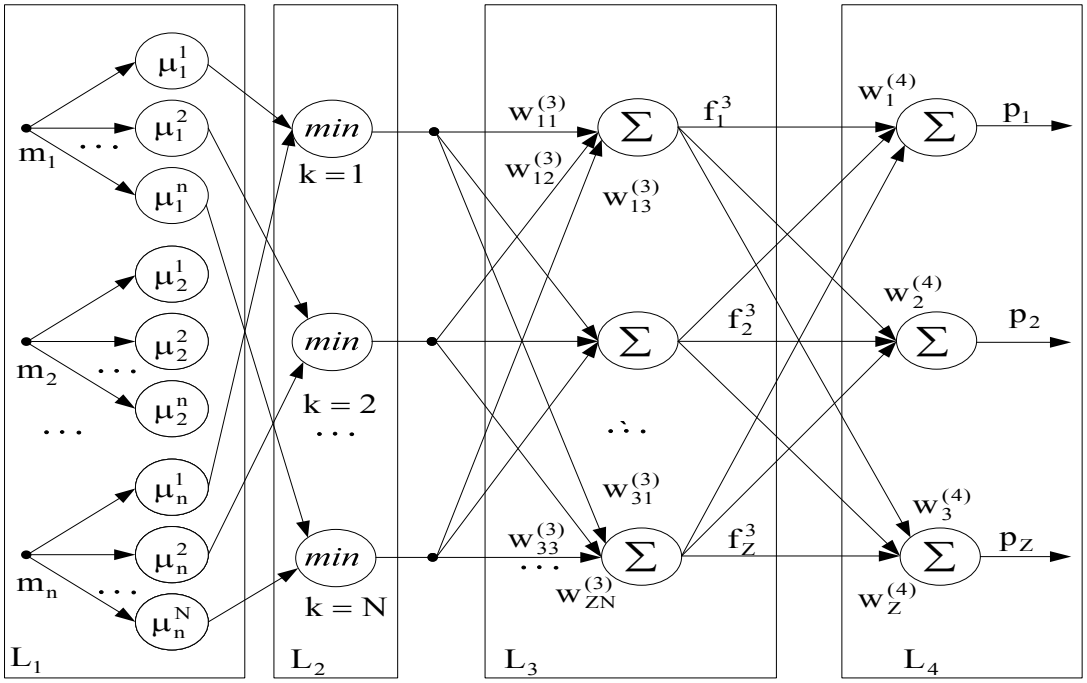


Рис. 2. Нейро-нечеткая система диагностики технического состояния ГТД

В данной системе элементы второго слоя L_2 (обозначенные min) реализуют нечёткий вывод согласно с методом Мамдани, поэтому выполняется операция логического минимума (min).

На выходах элементов второго слоя получаем степени истинности предпосылок каждого нечёткого правила $R^{(k)}$ в системе, которые вычисляются в данном случае следующим образом:

$$\tau_k = \min\{\mu_{A_i^k}(x_i^{-k})\} \qquad (1)$$

Количество элементов в слое L_2 равно количеству нечётких правил N. Элементами слоёв L_3 и L_4 являются обычные нейроны. В этих слоях выполняется классификация состояний основных элементов ГТД. На вход слоя L_3 подаются степени истинности (или уровни активации) предпосылок нечётких правил τ_k, k=1,2,..,N, вычисляемые по формуле (1). В нем имеется M-нейронов, где M – количество классов состояний, которые осуществляют взвешенное суммирование значений выходов нейронов предыдущего слоя. А их выходы формируются с использованием активационных функций. В качестве функции активации нейронов используется также сигмоидальная функция.

Выходы нейронов в этом слое интерпретируем как степени принадлежности к определённым классам развития процесса вибрации («отличный», «хороший», «допустимый», «требует принятий мер», «недопустимый»). В задаче классификации, принимая, что во входном векторе образов можно выделить несколько классов состояний ГТД, нейронная сеть должна отнести каждое наблюдение к одному из классов или, в общем случае, оценить вероятность принадлежности наблюдения к каждому из классов.

В ситуации, когда классифицируемый входной сигнал не соответствует ни одному из образцов (например, нарушен случайными помехами), в искусственных нейронных сетях производится процесс распознавания, а позже в результате распознания – классификация.

В задаче классификации на основе определённых критериев (или значений атрибутов) необходимо найти отображение: $f_c : R^P \supset X \to C$, где $C = \{C_1, C_2, ..., C_n\}$ является замкнутым конечным множеством классов технических состояний ГТД, а множество $X \supset R^P$ является пространством атрибутов, от значений которых зависит результат классификации. Отображение классификации делит, таким образом, пространство X на n областей, группирующих образцы атрибутов (например величина виброскорости и

виброускорения), принадлежащее к одной категории. При решении задач классификации атрибутов только на два класса, например A и B, обычно используется нейронная сеть с одним нейроном на выходе. Для обучения сети используются наборы $\{x_t,d_t\}$, где $x_t \in R^P$ – классифицируемый образец, который подаётся на вход нейронной сети, d_t – желаемое значение выходного нейрона: d_t =1, если набор x_t должен быть классифицирован к классу A и d_t=0 – к классу B.

С целью определения нескольких классов, к которым могут принадлежать классифицируемые данные характеризующие параметры ГТД, в нейронной сети в выходном слое должно быть столько нейронов, на сколько классов необходимо распределить входные атрибуты (в нашем случае «отличный», «хороший», «допустимый», «требует принятий мер», «недопустимый»). Обучающее множество содержит наборы $\{x_t,d_t\}$, где $x_t \in R^P$ является классифицируемым образцом, а $d_t \in R^P$ - вектором, определяющим его принадлежность к определённому классу, где n –число рассматриваемых классов.

Для сформулированной таким образом задачи классификации Рукк Д. и соавторы (Ruck [5]) показали, что как для двух, так и большего числа классов, нейронная сеть типа многослойного персептрона, обучаемая методом обратного распространения ошибки, аппроксимирует оптимальную байесовскую дискриминационную функцию, которая минимизирует вероятность ошибки классификационного решения, то есть для созданной классификации диагностических состояний ГТД, которое позволяет повысить качество диагностики.

Следующим этапом вычислений является определение оптимальных значений параметров функций принадлежности $\mu_{A_i^k}(x_i^*)$,i=1,2,...,n, k=1,2,...,N, реализуемых в первом слое L_1. Чтобы определить процедуру обучения параметров функций принадлежности для представленной нечёткой нейронной системы, выполняем обратный проход алгоритма обучения до первого слоя L_1. В таком случае воспользуемся операцией, так называемой softmin, то есть заменим определение min приближённой операцией, которая выполняется по следующей формуле [6]:

$$\underset{1\le i\le n}{soft\min} = \frac{\sum_{i=1}^{n} \chi_i^k e^{-\varpi\chi_i^k}}{\sum_{i=1}^{n} e^{-\varpi\chi_i^k}}. \qquad (2)$$

Процессу настройки поддаётся многослойный прямонаправленный перцептрон, то есть классическая нейронная сеть, входящий в состав нейро-нечеткой системы диагностирования, описанной выше. В этом случае значительно повышаются требования по сравнению с традиционными применениями. Это связано, прежде всего, с тем, что в процессе обучения выходные сигналы классической нейронной сети сравниваются в данном случае с выходами, которые генерируются в выходном модуле нечёткой нейронной системы. Эти модули генерируют наборы чисел, принадлежащих интервалу [0,1] (а не множеству {0,1}, как происходит в процессе обучения классической сети).

Введём следующее обозначение [6]:

– $N= a_1 + a_2 + ... + a_n$ – общее число всех входов классической нейронной сети,

– N_1 –количество элементов в дополнительном, скрытом слое,

– $M= b_1 + b_2 + ... + b_m$ - общее число всех выходов этой сети,

– P – общее количество наборов тренировочных данных, генерируемых входными и выходными модулями в нечёткой структуре, используемых в процессе обучения нейронной сети.

– d_l^p - желаемый выходной l сигнал сети для тренировочных данных p,

– v_l^p - действительный ответ на выходе l нейронной сети для набора p.

– Q_l^p – является частичной величиной ошибки для l выхода сети,

– Q^p – ошибка для всех выходов сети, которую рассчитаем следующим образом:

$$Q^p = \sum_{l=1}^{M} Q_l^p = \sum_{l=1}^{M} (d_l^p - v_l^p)^2, \quad p = 1,2,...P \tag{3}$$

Глобальный показатель качества сети, т.е. общая ошибка, которую необходимо минимизировать в процессе обучения сети имеет вид:

$$Q = \frac{1}{PM} \sum_{l=1}^{M} Q_l^p = \frac{1}{PM} \sum_{p=1}^{P} \sum_{l=1}^{M} (d_l^p - v_l^p)^2, \quad p = 1,2,...P \tag{4}$$

В процессе обучения нейронной сети с целью минимизации вышеприведенной производится целенаправленное изменение значений весов межслойных синоптических связей. Этот процесс повторяется итеративно до момента, пока сеть не приобретёт необходимые свойства определения технического состояния ГТД к заданному классу.

Выводы. Нейро-нечеткая система диагностики технического состояния ГТД, благодаря раннему обнаружению дефектов и неисправностей позволит устранить отказы в процессе технического обслуживания ГТД, а также даст возможность эксплуатации ГТД по состоянию.

Создание современных эффективных программно-диагностических средств на основе интеллектуальных технологий, для выполнения оперативного виброконтроля и диагностики технического состояния ГТД, даст возможность существенно повысить общую эффективность функционирования ГТС Украины благодаря повышению ее производительности, надежности, уменьшение затрат на обслуживание и ремонт.

Литературы

1. *Ревзин Б.С.* Газотурбинные газоперекачивающие агрегаты. - М.: Недра, 1986. - 215 с.

2. *Биргер И. А.* Техническая диагностика. – М.: Машиностроение, 1978. – 240 с.

3.*Епифанов С. В., Лобода И. И., Муравченко Ф. М.* Диагностирование ГТД с использованием математических моделей. – Харьков: ХАИ, 1998. – 26 с.

4. *Дубравин В.И., Субботин С. А., Богуслаев А.В., Яценко В.К.* Интеллектуальные средства диагностики и прогнозирования надежности авиадвигателей: Монография, Запорожье: ОАО «Мотор-Січ», 2003- 279 с.

5. *Ruck D.W., Rogers S.K., Kabrisky M.* The multilayered perceptron as an approximation to a Bayes optimal discriminant function // IEEE Transactions on Neural Networks.– 1990.– Pp. 296–298.

6. *Сетлак Галина* Интеллектуальные системы принятия решений в управлении производством в нечетких условиях: Дис. … докт. техн. наук: 05.13.06. – Киев, 2005 – 309 с.

УДК 629.735.015.3.:004.89(045)

В.Н. Казак, доктор технических наук,
Д.О. Шевчук, кандидат технических наук
(Национальный авиационный университет, Украина)
Лейва Каналес Родриго (Перу)

РАЗРАБОТКА АЛГОРИТМА ДИАГНОСТИРОВАНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ ВНЕШНИХ ОБВОДОВ ЛА В ПОЛЁТЕ

Разработана структурная схема функционирования интеллектуальной системы диагностирования технического состояния внешних обводов ЛА в полете, основанная на импульсных нейронных сетях. Разработан алгоритм диагностирования аэродинамического состояния внешних обводов ЛА в полете

Несущая поверхность летательного аппарата (ЛА) в процессе эксплуатации подвергается различным механическим, биологическим и электрическим воздействиям, что приводит к изменению ее аэродинамического состояния и как следствие к изменению режима полета, а иногда и к развитию авиационного происшествия. Поэтому конструкция ЛА как особо серьезная, сложная и ответственная техническая система нуждается в регулярных, тщательных, многочисленных проверках, как при неземном техническом обслуживании, так и во время выполнения полета. Одно из основных требований, которое выдвигается к современной авиационной технике, это обеспечение высокой надежности и эксплуатационной технологичности. Поставленную задачу, предлагается решать с помощью встроенных интеллектуальных систем диагностирования технического состояния ЛА. Основные задачи, таких систем:

- выявление и оценка в реальном масштабе времени момента, места и степени внезапно возникших повреждений конструкции самолета, полученных в процессе летной эксплуатации;
- классификация возникшей типовой особой ситуации (ОС);
- обеспечение обобщенной оценки качества движения и достижимость поставленной цели за счет реконфигурации управления или изменения режима полета в условиях внезапно возникших ОС.

В интеллектуальной системе диагностирования технического состояния ЛА в условиях внезапно возникших повреждений внешних обводов ЛА, как и во всякой кибернетической системе, есть последовательность операций, таких как, оценивание при восприятии информации о техническом состоянии ЛА в полете, классификация ситуации, принятия решения, а также контроль движения ЛА (рис. 1).

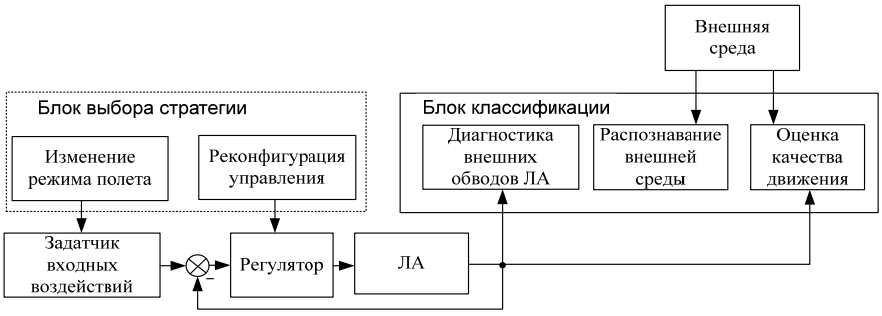


Рис. 1. Структурная схема функционирования интеллектуальной системы диагностирования технического состояния ЛА в условиях внезапно возникших ОС в полете

При формировании структуры алгоритма функционирования системы интеллектуального диагностирования аэродинамического состояния внешних обводов ЛА в полете, должны учитываться такие требования, как [1]:

- высокая точность и достоверность информации полученной от датчиков линейных и угловых ускорений размещенных по площади крыла и в центре масс самолета;
- идентификация характера информации с учетом влияния дополнительных факторов:

изменение условий, направления и скорости полета самолета, погодных условий и т.п.;

- классификация состояния внешних обводов крыла, с использованием нейронных сетей;

- обеспечение необходимого уровня точности и целостности информации о состоянии внешних обводов крыла на каждом этапе полета в воздушном пространстве.

В общей теории систем контроля и диагностирования, выделяют функциональный контроль, который выполняется в процессе функционирования динамической системы и содержит систему контроля, построенную на совместной обработке сигналов, которые поступают от нескольких датчиков, информационную систему и объект диагностирования.

В соответствии с определением целостности информации, задача диагностирования дополняется необходимостью анализировать качество поступившей информации с целью исключения из обработки непригодной ее части. В связи с этим возникает необходимость в разработке таких принципов и методов диагностирования, которые разрешили бы осуществлять мониторинг исходных параметров в каждый текущий момент времени, обеспечивая заданный уровень достоверности и целостности информации об аэродинамическом состоянии внешних обводов ЛА в полете.

Решение этой задачи можно достичь с помощью методов статистической идентификации аэродинамического состояния несущих поверхностей ЛА. На рис. 2 представленная структурная схема комплексной обработки информации. Присутствие в составе функциональных модулей входного и выходного контроля, блока наблюдение и базы данных содержащая набор типовых ситуаций и необходимых действий разрешает осуществлять беспрерывный мониторинг за состоянием входной, промежуточной и выходной диагностической информации.

Особое место занимает блок наблюдения, построенный на основе импульсных нейронных сетей, основной функцией которого является классификация ОС по вектору входных параметров, в зависимости от состояния обводов ЛА, этапа полета и результатов исходного контроля. Входной контроль построен на анализе качества информации, которая поступает от датчиков и оценки состояния самой системы измерения.

Рис. 2. Структура комплексной обработки информации

Функциональная схема импульсного нейрона представлена на рис. 3 [2]. Импульсный нейрон имеет два входа – возбуждающий и тормозящий, причем на первом входе происходит пространственно-временное суммирование всех сигналов от возбуждающих синапсов, а на втором входе происходит пространственно-временное суммирование всех сигналов от тормозящих синапсов. Пространственно-временное суммирование легко реализуется для оптических сигналов путем их подачи на общую апертуру какого-либо фотоприемного устройства (например, фотодиода).

Импульсный нейрон работает следующим образом [3]: первый фотодиод VD1 принимает все возбуждающие входные оптические сигналы (непрерывные или импульсные), а второй фотодиод VD2 принимает все тормозящие сигналы. При условии непрерывных входных сигналов сумма всех возбуждающих сигналов вызывает пропорциональный им фототок через первый фотодиод VD1, который заряжает емкость C_p подложки биспин-прибора VB. Сумма всех тормозящих сигналов вызывает пропорциональный им фототок через второй фотодиод VD2, который вытекает из подложки биспин-прибора VB на общую шину, разряжая емкость C_p подложки биспин-прибора VB. При достижении потенциалом на подложке биспин-прибора VB пороговой величины, запирающий переход биспин-прибора открывается и заряд, накопленный в подложке, начинает через него вытекать, формируя на резисторе нагрузки R и светодиоде VD3 выходной импульс. Частота импульсов на резисторе нагрузки R будет прямо пропорциональная алгебраической сумме фототоков через первый

VD1 и второй VD2 фотодиоды. В случае импульсных входных сигналов, возбуждающие импульсы, поступающие на первый фотодиод VD1, вызывают импульсы фототока через него, которые порциями заряжают емкость C_p подложки биспин-прибора VB. А тормозящие импульсы порциями разряжают емкость подложки биспин-прибора VB. Выходной импульс на резисторе нагрузки R и светодиоде VD3 сформируется, когда потенциал подложки биспин-прибора VB достигнет порогового значения в результате алгебраического пространственно-временного суммирования энергий входных импульсов, потсупивших на возбуждающие и тормозящие входы. Импульсный нейронный элемент имеет порог, величину которого можно задавать оптически (изменяя величину постоянно действующего светового потока на *n*-слое биспин-прибора) или электрически (изменяя величину тока смещения, втекающего или вытекающего из подложки биспин-прибора). Нейронный элемент генерирует последовательности импульсов с частотой, пропорциональной алгебраической пространственно-временной сумме возбуждающих и тормозящих сигналов, амплитуда импульсов при определенном напряжении питания постоянна. Наиболее важными принципами функционирования импульсного нейрона являются: частотный выход – исходная информация об уровне возбуждения кодируется в серии импульсов с соответствующей частотой; амплитуда и длительность отдельных импульсов, которые проходят по одному и тому же волокну, постоянная, а частота и количество импульсов в последовательности зависят от интенсивности возбуждения.

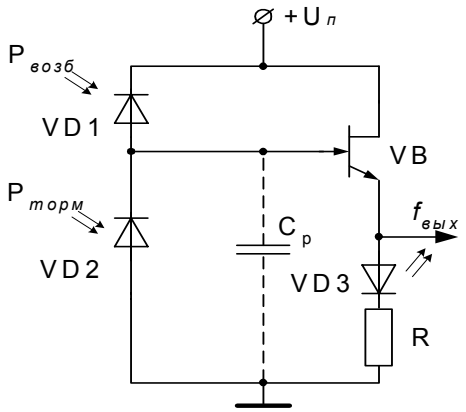


Рис. 3. Функциональная схема импульсного нейрона

Импульсный нейрон обладает такими функциональными свойствами [3]:

- повышенная точность классификации типовых повреждений аэродинамической поверхности ЛА, за счет отсутствия потерь информации при выделении статических признаков динамических сигналов, а также за счет использования помехоустойчивости частотно-импульсного представления информации;

- повышенное быстродействие, так как результат классификации можно получить еще до окончания измерения сигналов по самой интенсивной импульсации на одном из выходных нейронов;

- улучшение конструкторско-технологических параметров системы диагностики внешних обводов ЛА за счет использования оптических, а не электрических сигналов для организации огромного количества связей между нейронами сети.

При выделении полезного сигнала на фоне шумов решаются следующие задачи (рис. 4) :

- выделяется t-секундный интервал, выбор которого обусловлен достаточностью количества измерений для проведения статистического анализа (определения МО и дисперсии), простотой определения появления аномального сигнала и малым объемом данных, который разрешает реализовать алгоритм статистического контроля в БЦВМ;

- принимая гипотезу нормального закона распределения погрешностей измерения $m=M[X]=0$; $D=M[X]^2=\sigma^2$ и вероятности ошибочной информации, которая равняется $Q = Q_{зад}$ строится доверительный интервал;

- определяется измерение, которое идентифицируется при выполнении следующего неравенства:

$$X_i \geq \sigma_{зад}\sqrt{\theta_{погр}},$$

где $\theta_{погр}$ – пограничное значение критерия качества, и время его появления;

- проводится ранжирование сигналов с использованием статистики $\theta(k)$, заданной точности определения параметра и частоты появления на основе дисперсии двух соседних t-секундных интервалов k, $(k+1)$ рассчитывается статистика $\theta(k)$. Превышение $\theta(k)$ предельного значения $\theta_{погр}$ определяется сигнал наблюдения и время его появления.

Рис. 4. Алгоритм диагностирования аэродинамического состояния внешних обводов ЛА в полете

Если $\theta(k) \geq \theta_{погр}$ идентифицируется аномальный сигнал типа „выброс", который исключается из следующей обработки и диагностики состояния внешних обводов крыла самолета. При $\theta(k) \leq \theta_{погр}$ и $X_i \geq \sigma_{зад}\sqrt{\theta_{погр}}$ идентифицируется сигнал типа „всплеск", при $X_i \leq \sigma_{зад}\sqrt{\theta_{погр}}$ идентифицируется просто „плохой" сигнал. И „всплеск", и „плохой" сигнал участия в дальнейшей обработке не берут.

Выводы. Разработанная интеллектуальная система диагностирования на основе импульсных нейронных сетей, позволит проводить беспрерывный мониторинг технического состояния внешнего обвода крыла самолета, то есть определять место, степень и время возникновения внезапного повреждения, для обеспечения устойчивости и упровляемости самолета за счет реконфигурации управления.

Разработанный алгоритм статистического контроля стостояния вектора наблюдаемых параметров и выделения полезного сигнала идентификации внезапного повреждения внешних обводов крыла самолета, позволит классифицировать тип повреждения для выработки необходимых управляющих воздействий и предотвращения развития ОС в полете.

Литература

1. *Казак В.М., Гальченко С.М.* Діагностування аеродинамічної поверхні літальних апаратів // Вісн. НАУ. – 2002. – № 4. – С. 46-49.
2. *Maass, W.* A simple model for neural computation with firing rayes and firing correlations. Network: Computation in Neural Systems, 9 (3), 1998 pp 381-397.
3. Оптоелектронні фазо-частотні пристрої на основі біспін-фотодетекторів/ *О.К. Колесницький, С.А. Василецький* // Вимірювальна та обчислювальна техніка в технологічних процесах. – 2002.-№9.-Том 2.- С. 56-60.

УДК 621.326.77:656.71.057(045)

В.Д. Козлов, кандидат технічних наук,
Н.П. Соколова,
Т.С. Козлова
(Національний авіаційний університет, Україна)

ЕНЕРГОЗБЕРІГАЮЧІ ЗАХОДИ ДЛЯ СВІТЛОСИГНАЛЬНИХ СИСТЕМ АЕРОПОРТІВ

Стаття присвячена розгляду шляхів енергозбереження у світлосигнальному обладнанні аеропортів. Авторами статті рекомендується заміна традиційних світлосигнальних вогнів (галогенні лампи) на новітні світлодіодні вогні.

Завдання раціонального використання електроенергії та зниження витрат на штучне освітлення є актуальною проблемою сьогодення.

Система світлосигнального устаткування (ССУ) аеродрому є сукупністю світлосигнальних приладів, електротехнічного устаткування й апаратури управління, розміщеної на аеродромі по певній схемі і призначених для виконання зльоту, заключного етапу заходу на посадку, посадки і рулювання повітряних суден (ПС) у різних умовах видимості. ССУ забезпечують [1-3]:

- кінцевий етап заходу на посадку, посадку та зліт ПС вночі та вдень за умов погіршеної видимості при встановлених для даного аеродрому мінімумах погоди;
- рулювання та управління рухом ПС на аеродромі вдень та вночі;
- світлове огородження висотних перешкод в районі аеродрому.
- Системи світлосигнального обладнання (ССО) по інтенсивності, складу, характеристикам та схемі розміщення поділяються на:
- системи вогнів малої інтенсивності (ВМІ), які призначені для забезпечення заходу на посадку, посадки, руління та зльоту ПС по правилам візуальної посадки (ПВП) або правилам посадки по приладам (ППП) при візуальних польотах та польотах в умовах експлуатаційного мінімуму без категорій;
- системи вогнів високої інтенсивності (ВВІ), які призначені для забезпечення точного заходу на посадку і посадки ПС при точному заході по мінімумах однієї з категорій ІКАО – категоріям I, II, III (ВВІ-1, ВВІ-2, ВВІ-3), а також руління та зльоту.

Безупинне збільшення споживання електроенергії в аеропортах за рахунок введення нових об’єктів для забезпечення комфорту авіаційних перевезень призвело до необхідності впровадження енергозберігаючих заходів авіаційних підприємств.

Одним з шляхів економії електричної енергії для світлотехнічних систем (СС) є перехід на інший тип джерела світла з більш високою віддачею.

Говорячи про сучасні енергоефективні технічні засоби освітлення, варто звернути увагу на світлодіодні джерела світла (ДС). Світлові діоди (СД) з’явилися в 60-х роках XX-го століття. Із-за невисокої потужності випромінювання, обмеженості гами кольорів, відсутності синіх та білих СД, на протязі багатьох років ці ДС використовувалися лише для світлової індикації. Лише на початку 90-х років, тобто з моменту, коли Накамура (компанія Nichia) винайшов спосіб отримання потужних СД синього випромінювання, відкрилися перспективи застосування СД в штучному освітленні. Так, наприкінці 90-х років почався помітний бурхливий розвиток СД для штучного освітлення.

СД – це напівпровідниковий прилад, що генерує (під час протікання через нього електричного струму) оптичне випромінювання, яке у видимій області сприймається як однокольорове (монохромне). Спектр кольорів, які може випромінювати СД, знаходиться в межах від жовтого, оранжевого та червоного до зеленого та синього.

В наш час доступні серійно випущені СД мають світлову віддачу від 25 до 60 лм/Вт [4,5], їх потужність складає до 5 Вт, а середній корисний термін служби становить більше 50 тис. год. в максимальному виході, або 100 тис. год. при нормальному режимі роботи.
Постійно покращується ще одна властивість, яка визначає застосування СД як ДС для освітлення, а саме – якість передачі кольорів. До переваг використання світлодіодних вогнів для зльотно – посадочної смуги (ЗПС) аеродромів належить [6]:

- низьке споживання електроенергії ;
- чистота та насиченість кольорів, тому не потрібні світлові фільтри, крім того відсутні втрати енергії та викривлення відтінків кольору;
- суттєве підвищення інтенсивності руху та готовності рульожних доріжок (РД) та ЗПС завдяки скороченню часу, необхідного для проведення технічного обслуговування;
- ударна та вібраційна стійкість;
- екологічна та пожежна безпечність за рахунок малого тепловиділення та відсутності шкідливих речовин і побічного ультрафіолетового чи інфрачервоного випромінювання;

Вогні світлосигнального обладнання на СД придатні для застосування в наступних групах вогнів ЗПС та РД:

- бокові та осьові вогні РД;
- вогні наземного та заглибленого типу для ЗПС;
- вхідні вогні ЗПС;
- обмежувальні вогні;
- вогні «стоп - лінії».

На сьогоднішній день виробництвом та вдосконаленням конструкцій світлодіодних вогнів займається ряд фірм, а саме: Thourn, Haneywell, Siemens та Organizaton corporation electric manufacturing (OCEM). Продукція відповідає вимогам ІКАО.
На прикладі продукції фірми OCEM, розглянемо конструкцію СД заглибленого типу [7,8]. СД ЗПС мають протрузію на 6 мм, що дозволяє зменшити пошкодження шинами ПС та лопатями снігоочисника. СД є досить стійкими щодо механічних навантажень, викликаних накатуванням, проїздом або статичним навантаженням сучасних ПС без пошкодження самих вогнів та покришок колес шасі. Вогні можна монтувати в існуючі послідовні кола 6,6 А в якості доповнення або ж заміни традиційних вогнів, не міняючи при цьому ніяких елементів кіл (регуляторів яскравості, кабельних кілець, трансформаторів та іншого обладнання).
.

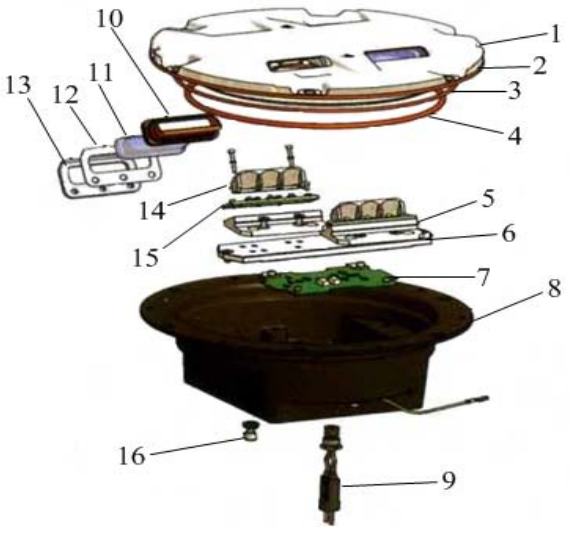


Рис. 1. Світлодіодні вогні заглибленого типу для ЗПС

Всі компоненти вогнів стійкі до корозії без застосування захисних металічних покриттів, що агресивно впливають на навколишнє середовище. За винятком призм та кришок, у всіх вогнях, як однонаправлених, так і двунаправлених, використовуються однакові компоненти. На рис. 1 представлено зразок СД заглибленого типу. Вогонь має: алюмінієвий корпус із призмами та прокладками (1), ущільнююче кільце для купола (2), ущільнююче кільце для більш низького покриття (3), основу СД (4), монтажну плиту агрегату СД (5), електронну апаратуру (6), низьке покриття із одним входом (7) та двома входами (8), штепсель (9), прокладку призми (10), призму (11), прокладку тефлону (12), монтажну плиту (13), рефлектор (14), джерело світла (15), лампу – критерій водонепроникності (16).

СД повністю сумісні із традиційним світлосигнальним обладнанням ЗПС та не потребують заміни кабельних кілець та регуляторів яскравості. Передача кольорів досить чітка та не має зсуву при різних кутах розгляду та температурних варіаціях.

Вогні придатні для використання в умовах категорій I, II та III. Заглиблені СД вогні можуть застосовуватись в наступних групах вогнів ЗПС: вогні зони приземлення, бокові вогні ЗПС, осьові вогні ЗПС.

Розглянемо впровадження заміни існуючих традиційних світлосигнальних вогнів на основі галогенних ламп на СД для ЗПС – 1 аеропорту «Бориспіль» [9]. ДПМА «Бориспіль» – багатофункціональне транспортне підприємство, що є наземною частиною авіаційної транспортної системи, яка забезпечує зліт та посадку ПС та їх наземне обслуговування, прийом та відправлення пасажирів, багажу, пошти та вантажів, а також створює необхідні умови для функціонування авіакомпанії, державних органів регулювання авіаційної, митної та іншої діяльності, сприяє діловій активності, спрямованій на поліпшення рівня обслуговування пасажирів та забезпечення економічної стабільності аеропорту. Він має складну структуру та організацію роботи.

Результати фінансово – економічного аналізу [10-11], запропонованого енергозберігаючого заходу внесено в табл. 1.

Таблиця 1 - Фінансово – економічний аналіз заміни галогенних ламп на СД світлосигнальних вогнів для ЗПС - 1 аеропорту «Бориспіль»

№	Групи вогнів	n, (од.)	$p_{гл}$, (Вт)	$p_{СД}$, (Вт)	$P_{гл}$, (кВт)	$P_{СД}$, (кВт)	ΔP, (кВт)	$W_{доб}$, (кВт*год)	$E_{доб.}$, (грн)	$W_{р.}$, (кВт*год)	$E_{р.}$, (грн)	$T_{ок.}$, (р)
Вогні ЗПС та РД заглибленого типу												
1.	Бічні вогні ЗПС	34	100	40	3,4	1,36	2,04	48,96	31,33	17870,4	11437,06	25
2.	Вогні осьової лінії РД	1426	48	20	68,45	14.26	54,19	1300,51	832,33	474686,15	303799,14	20,8
3.	Вогні «стоп – лінії»	372	48	20	15,6	6,48	9,12	218,88	158,3	79891,2	51130,37	56,5
Вогні ЗПС та РД кругового огляду												
1.	Вогні «стоп – лінії»	64	150	30	9,6	1,92	7,68	184,32	117,96	67276,8	43057,15	8,7
2.	Обмежувальні вогні	24	100	30	2,4	0,72	1,68	40,32	25,8	14716,8	9418,75	15
3.	Вхідні вогні ЗПС	44	150	30	6,6	1,32	5,28	126,72	81,1	46252,8	29601,79	8,7
4.	Бічні вогні ЗПС	115	150	30	17,25	3,45	13,8	331,2	211,97	120888	77368,32	8,7
5.	Вогні кругового огляду РД	363	45	10	1716,34	3,63	12,71	305,04	195,23	111339,6	71257,34	12
Всього										932921,75	597069,92	

Примітки:

n – необхідна кількість світлосигнальних вогнів, од.;

$p_{гл}$– потужність існуючих галогенних ламп, Вт;

$p_{СД}$– потужність СД, Вт;

$P_{ст}=p_{ст}*n$ – прогнозуюча споживана потужність галогенних ламп окремої групи вогнів, кВт;
$P_{нов}=p_{нов}*n$ - прогнозуюча споживана потужність СД окремої групи вогнів, кВт;
$\Delta P = P_{ст}- P_{нов}$- різниця потужностей для різних типів вогнів, кВт;
$W_{доб}$, $E_{доб.}$ - добова економія споживання електричної енергії відповідно в натуральних одиницях (кВт*год) та грошовому еквіваленті грн.;
$W_{р.}$, $E_{р}$ - річна економія споживання електричної енергії відповідно в натуральних одиницях (кВт*год) та грошовому еквіваленті (за ціною 0,64 грн./кВт*год), грн.;
$T_{ок.}$- термін окупності заміни ламп окремих груп, р

Висновки:

1. Заміна існуючих вогнів ССУ (на основі галогенних ламп) для ЗПС-1 аеропорту «Бориспіль» на нові енергозберігаючі СД вогні фірми О.С.Е.М, передбачає економію споживання електроенергії (майже 950 МВт*год, що еквівалентно 600 тис. грн.).
2. Тривалий термін служби СД вогнів та відсутність потреби в технічному їх обслуговуванні перші 10 років – обумовлює зменшення експлуатаційних витрат.
3. Суттєвим недоліком СД вогнів, на прикладі впровадження СД вогнів для аеропорту «Бориспіль» ЗПС - 1, є значний термін окупності (більше 10 років), що обумовлено їх високою вартістю.

Список літератури

1. *Величко Ю.К., Козлов В.Д., Зеленков И.А. и др.* Электрическое и светотехническое оборудование аэропортов. Справочник. – М.: Воздушный транспорт, 1994. – 272 с.
2. *Запорожець В.В.* Аеропорт: організація, технологія та безпека. – К.: Дніпро, 2002. – 168 с.
3. *Онищенко Л.Ф.* Светосигнальные системы посадки и их оборудование: Учебное пособие для вузов. – К.: КИИГА, 1978. – 72 с.
4. *Тихонова Н.С.* Шляхи економії електричної енергії у світлотехнічних системах // Всеукраинский научно-технический журнал «Энергосбережение». – 2007. – № 2. – С. 17 – 19.
5. *Богданов А.А., Васильева Б.Д., Зайцев А.К.* Мощные светодиоды и светотехнические изделия на их основе // Светотехника. – 2007. – № 3. – С. 12 –19.
6. Product Description «New generation led lights», 2007. – 25 с.
7. http: //www. multielectric.com
8. Руководство по эксплуатации светодиодных огней ADB A Siemens Company. – 2005. – 93 с.
9. Руководство по эксплуатации светосигнального оборудования ВПП и РД ДПМА «Борисполь», 2001. – 572 с.
10. *Савінов О.М.* Енергетичний менеджмент: Навчальний посібник. – К.: НАУ, 2008. – 92 с.
11. *Розен В.П., Язєв В.Л., Чернявський А.В.* Методичні підходи до підвищення ефективності установок освітлення підприємства // Электропанорама. – 2000. – № 4. – С. 32 – 43.

УДК. 621.396.988.10

А.И. Лысенко, д.т.н., П.И. Кирчу
(Национальный авиационный университет, Украина),
В.И. Новиков
(Национальный технический университет «КПИ», Украина)

АНАЛИЗ РАБОТЫ СИСТЕМЫ АВТОМАТИЧЕСКОЙ ПОДСТРОЙКИ МОЩНОСТИ ПЕРЕДАТЧИКА, С УЧЕТОМ ДИНАМИКИ АЭРОПЛАТФОРМЫ

Предложено повысить эффективность системы автоматического регулирования мощности передатчиков путем применения нейроподобных ПИД-регуляторов. Для решения данной задачи предлагается синтезировать и исследовать методом математического моделирования математическую модель адаптивного канала радиосвязи с нейроподобными ПИД-регуляторами в системе АРМП

Телекоммуникационные системы на основе высотных аэроплатформ (ТСВА) являются новым видом систем широкополосного беспроводного доступа, реализующим широкополосную связь с помощью ретранслирующей станции, расположенной на специальной аэроплатформе (аэростате или самолете).

ТСВА работают в миллиметровом частотном диапазоне, особенность которого заключается в сильной зависимости затухания радиоволн в атмосфере от наличия в ней гидрометеоров. Поэтому при организации радиолинии наземная станция – станция на основе высокоподнятой аэроплатформы (СВА) актуальной является задача автоматического регулирования мощности передатчиков (АРМП) в каналах радиосвязи.

Одна из возможных функциональных схем системы АРМП показана на рис. 1.

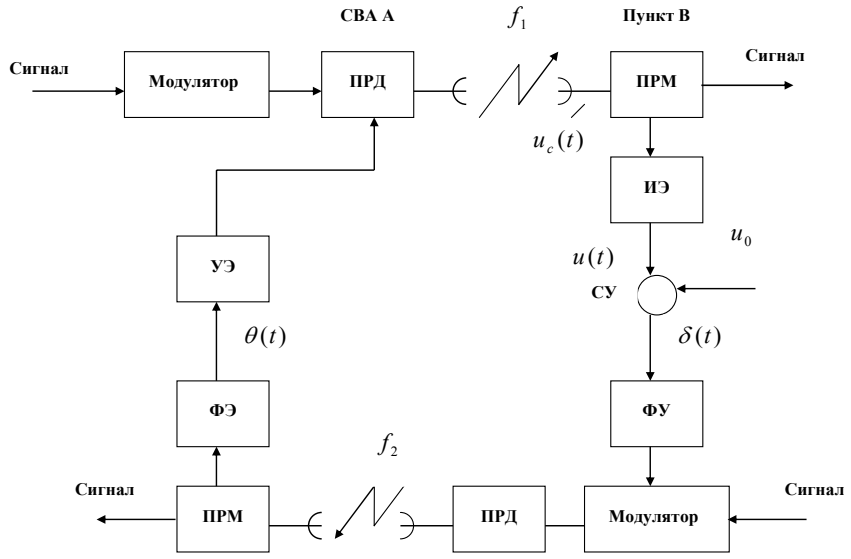


Рис.1 Функциональная схема АРПМ

Передатчик ПРД на СВА А излучает в направлении корреспондента, находящегося в пункте Б, сигнал мощностью $P \le P_{\max}$ на частоте f_1. Излучаемый сигнал создает в пункте Б на входе приемника ПРМ СВЧ-сигнал $u_c(t)$. Задача заключается в поддержании требуемого уровня СВЧ-сигнала $u_c(t)$, достаточного для качественного приема.

Преобразованный измерительным элементом ИЭ уровень сигнала $u(t)$ сравнивается с уровнем опорного напряжения u_0 в сравнивающем устройстве СУ, и вырабатывается сигнал ошибки рассогласования $\delta(t) = u_0 - u(t)$.

Этот сигнал преобразуется в формирующем устройстве ФУ в форму, удобную для передачи по обратному каналу, и через модулятор и передатчик в пункте Б передается в сторону приемника пункта А обычно на другой частоте f_2. Здесь этот сигнал выделяется приемником, преобразуется формирующим элементом ФЭ в сигнал управления $\theta(t)$, который поступает на управляющий элемент УЭ. В качестве управляющего элемента обычно используется двигатель с регулирующим механизмом, посредством которого перестраивается мощный аттенюатор.

Управление мощностью передатчика осуществляется при непосредственном воздействии управляющего сигнала на управляемый СВЧ-аттенюатор, который находится в передатчике и включается в разрыв тракта между источником мощности (генератором СВЧ-колебаний) и нагрузкой (антенной системой). Аттенюатор может плавно регулировать выходную мощность передатчика на СВА А и тем самим изменять уровень сигнала на входе приемника в пункте Б. Если при замирании уровень сигнала $u_c(t)$ в пункте Б начинает уменьшается, то мощность передатчика на СВА А возрастает настолько, что уровень сигнала $u_c(t)$ в пункте Б восстанавливается до первоначального.

Выходная мощность передатчика на СВА А может регулироваться аттенюатором дискретно, например, динамический диапазон регулирования, равный 45 дБ, делится на 9 градаций, величиной 5 дБ каждая.

Рассмотренная система АРМП является существенно нелинейною, нестационарною и с элементами неопределенности. Поэтому синтез регуляторов для систем АРМП представляет собой актуальную задачу.

Представим систему АРМП в виде двух связанных каналов (рис.2): канала передачи данных или радиоканала связи и канала радиоуправления.

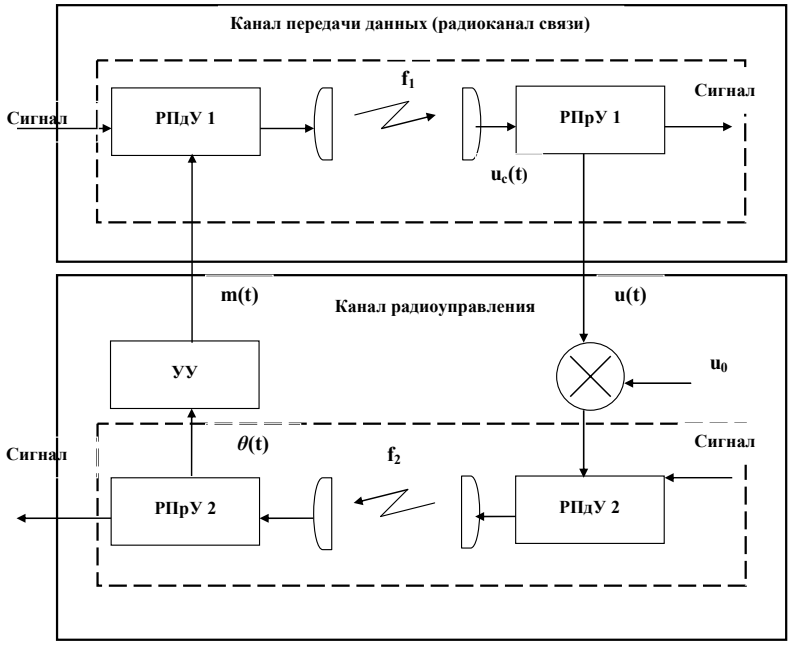


Рис.2 Система АРМП в виде двух связанных каналов

Здесь радиопередающее устройство (РПдУ) включает в себя модулятор и передатчик. Каждый из каналов включает в себя радиозвено: радиопередатчик РПдУ - среда распространения - радиоприемник РПрУ.

Сигнал $u(t)$, снимаемый с РПрУ 1, сравнивается с опорным сигналом u_0 в сравнивающем устройстве, ошибка рассогласования которого через радиозвено 2 подается на устройство управления УУ (регулятор). Регулятор через электрически управляемый СВЧ-аттенюатор управляет мощностью передатчика РПдУ 1, уменьшая тем самым ошибку рассогласования. Опорный сигнал u_0 косвенным образом задает качество принимаемого СВЧ-сигнала $u_c(t)$ на входе радиоприемника РПрУ 1.

Радиозвено является существенно нестационарным элементом системы и включает звено чистого запаздывания, но в линейном приближении передаточная функция радиозвена может быть представлена в виде:

$$G_{рз}(s) = \alpha_3 \frac{e^{-\tau_3 s}}{s+b}.$$

Математическая модель радиозвена, представленная этой передаточной функцией, описывает затухание и запаздывание (при $\alpha_3 = b$ только запаздывание) радиосигнала в идеальной (без помех) среде распространения и фильтрацию сигнала выходным фильтром в приемнике. Для описания помеховой обстановки в среде распространения радиоволн необходима дополнительная математическая модель.

Мощность на выходе передатчика, регулируемого аттенюатором, представляем следующей нелинейной зависимостью

$$P(t) = \begin{cases} P_{\max}, & m_d(t) \le 0; \\ P_{\max}\left[1 - 0{,}1 m_d(t)\right], & 0 \le m_d(t) \le 9; \\ 0{,}1 P_{\max}, & m_d(t) \ge 9. \end{cases}$$

где $P_{\max}$ - мощность генератора СВЧ-колебаний, $m_d(t)$ - сигнал на входе аттенюатора. Нелинейная характеристика аттенюатора изображена на рис. 3.

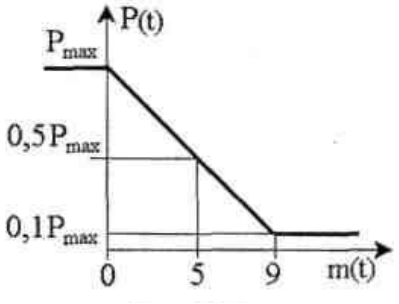


Рис. 3 Нелинейная характеристика аттенюатора.

Используя интерактивную систему MATLAB была построена математическая модель управляемого аттенюатора (рис. 4). От генератора мощностью $P_{\max}$ поступают СВЧ-колебания на вход In1, а на вход In2 подается переменная величина $m_d(t)$, которая регулируется двигателем, на вход которого подается управляющее напряжение $m(t)$ с выхода нейрорегулятора. С выхода Out аттенюатора СВЧ-колебания мощностью $P(t)$ излучаются антенной в пространство.

Предложенная математическая модель управляемого аттенюатора может быть использована при синтезе регуляторов для систем АРМП.

Для повышения эффективности системы АРМП предлагается использовать метод синтеза нейроподобных ПИД-регуляторов. Такие регуляторы могут быть использованы в системах управления для адаптивного управления динамическими системами, в том числе и телекоммуникационными системами на основе высотных аэроплатформ.

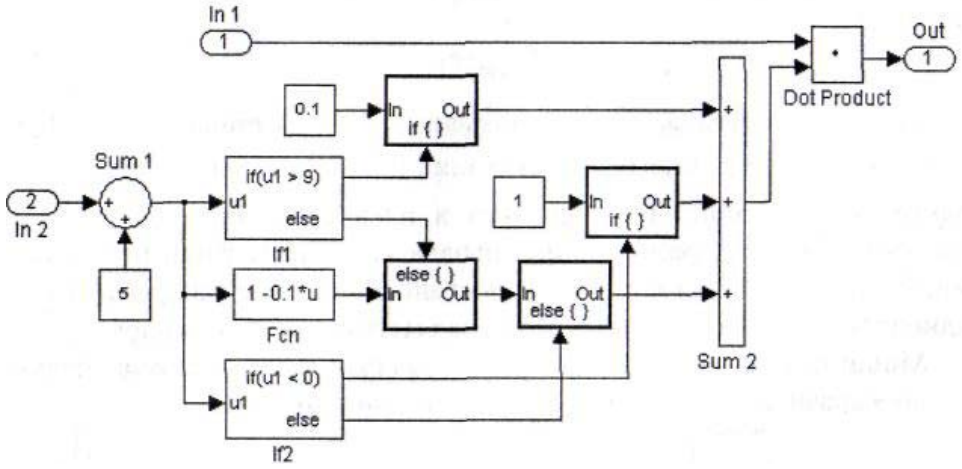


Рис. 4 Математическая модель управляемого аттенюатора

В нейроподобных ПИД-регуляторах использованы свойства искусственных нейронных сетей (ИНС), состоящие в том, что в ИНС отсутствуют ограничения на линейность системы в малом, ИНС эффективна в условиях шумов и после окончания обучения обеспечивает управление в реальном масштабе времени. Нейроподобные ПИД-регуляторы гибко настраиваются на реальные условия, формируя сигналы управления, полностью адекватные поставленной задаче. Кроме того, нейроподобные ПИД-регуляторы не только реализуют адаптивное управление, но и могут быть применены в задачах, решение которых вызывает затруднение вследствие неформализуемости.

Выводы

Предложенная модель управляемого аттенюатора в системе АРМП ТСВА может быть использована при синтезе и исследовании математической модели адаптивного канала радиосвязи с нейроподобными ПИД-регуляторами, использование которой позволит повысить эффективность системы АРМП ТСВА при аддитивных, мультипликативных и случайных замираниях сигнала.

Список литературы

1. *Ильченко М.Е., Кравчук С.А.* Телекоммуникационные системы на основе высотных фэроплатформ. – К..: НПП «Издательство «Наукова думка»НАН Украины. 580 с.»

2 *Комашинский В.И.* Нейронные сети и их применение в системах управления и связи. М.:Горячая линия-Телеком, 2003. – 94 с.

3. *Наритник Т.М., Почерняєв В.М., Уткін Ю.В.* Радіорелейні та тропосферні системи передачі: Навч. посіб. – Полтава: Видавництво ПВІЗ. 2006. – 419 с.

УДК 533.9

Д.П. Солнар, кандидат технических наук,
В.Г. Тягний, кандидат технических наук
(Кременчугский летный колледж НАУ, Украина)

ВОЗМОЖНОСТЬ ПРИМЕНЕНИЯ ЭЛЕКТРИЧЕСКИХ ГЕНЕРАТОРОВ В КОСМИЧЕСКИХ ЭНЕРГОУСТАНОВКАХ

В работе рассмотрены возможности и условия применения униполярныхгенераторов в космискэнергоустановках.

Достижения в области создания энергоустановок показывают, что в диапазоне электрической мощности 100 кВт и выше ядерные энергоустановки (ЯЭУ) с использованием газотурбинных преобразователей энергии (ГТПЭ), не уступая по надежности энергоустановкам на основе солнечных батарей и термоэмиссирнных преобразователей, превосходят их по таким параметрам как компактность, масса и экономичность.

В качестве источников электрической энергии постоянного тока в ГТПЭ могут применятся обычные коллекторные генераторы постоянного тока, генераторы переменного тока с выпрямительными устройствами, а также униполярные генераторы.

Использование сверхпроводящих обмоток позволит увеличить плотность электрической энергии в данных машинах, снизить их удельный вес до 0,I - I кг/кВт, что связано с ростом магнитного потока в рабочем объеме и уменьшением тепловых потерь.

По сравнению с другими типами электрических машин униполярные генераторы обладают рядом преимуществ, главные из которых: простота конструкции, большая перегрузочная способность, высокий к.п.д, отсутствие пульсаций в кривой тока и напряжение, возможность непостердственного подсоединения к турбине энергоустановки и т.д.

Использование в униполярных генераторах сверхпроводящей обмотки дает возможность значительно увеличить магнитное поле и э.д.с. генератора.

Как показывают расчеты, униполярные генераторы могут обладать хорошими энерговесовыми показателями.

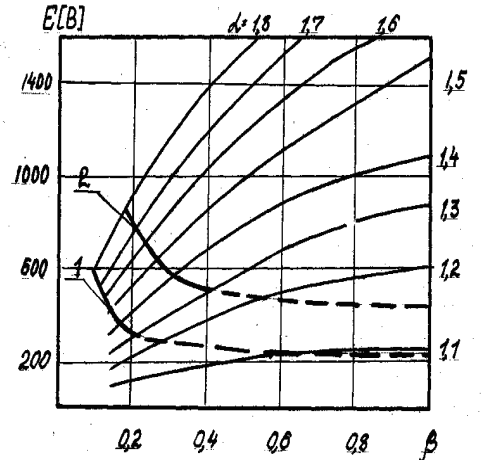


Рис.1.Расчетно-теоретический анализ энерговесовых характеристик УГ с криогенной обмоткой возбуждения

В работе [1] дается расчетно-теоретический анализ энерговесовых характеристик УГ с криогенной обмоткой возбуждения. Рассматривался униполярный генератор, имеющий радиус диска 0,3 м, вращающегося со скоростью 300-400 м/с, при плотности тока в обмотке

возбуждения j=4·10^8 А/м и магнитном поле, создаваемом в обмотке возбуждения 1.B=5Тл, 2. B=10Тл.

Указанный радиус диска принимался исходя из возможности изготовления криогенной обмотки возбуждения и возможных скоростей вращения турбинных дисков.

Как видно из рис.1, при соответствующих параметрах обмотки возбуждения однодисковый УГ может генерировать э,д.с. до 1000 В и выше. Однако для этого необходимо, чтобы в рабочем объеме униполярного генератора создавалось магнитное поле в несколько десятков тесла, что невозможно при современном развитии техники создания мощных соленоидов.

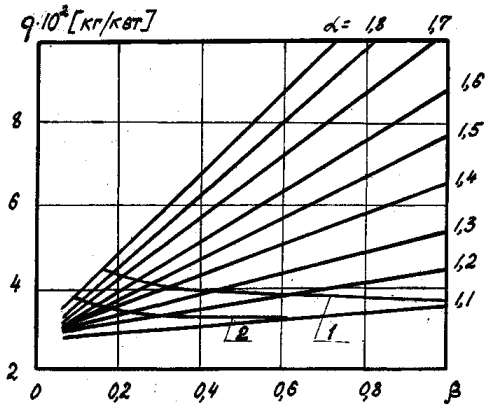


Рис.2.Зависимость удельного веса униполярного генератора от параметров обмотки возбуждения

$$(\alpha = \frac{R_{об}}{R_{уг}} \ , \ \beta = \frac{L_{об}}{R_{об}}).$$

где $R_{об}$, $R_{уг}$, - внутренний радиус обмотки возбуждения и радиус диска УГ, соответственно,

$L_{об}$ - длина обмотки возбуждения УГ.

Наиболее реальные величины магнитных полей, достижимых в настоящее время могут составлять 5 + 10 Тл. При таких магнитных полях и соответствующих параметрах обмотки УГ, генерируемая э.д.с может достигать от 600 В до 800 В (рис.1.).При этом, удельный вес униполярного генератора, рассматриваемых размеров при постоянной мощности растет пропорционально размерам обмотки возбуждения и может составлять 4·10^{-2} кг/кВт (рис.2).

Так, например, предэскизный проект УГ мощностью 25 мВт [2] показал, что удельный вес генератора может достигать 0,05 кг/кВт при э.д.с, равной ~ 500 В.При этом, магнитное поле, создаваемое обмоткой возбуждения должно составлять: 1. 5Тл, 2. 10Тл. (рис.2.)

Если же мощность УГ заданных размеров не ограничивается по величине, то при увеличении размеров обмотки возбуждения в связи с ростом э.д.с, а следовательно, и мощности, развиваемой униполярным генератором, его удельный вес уменьшается (рис.3.).

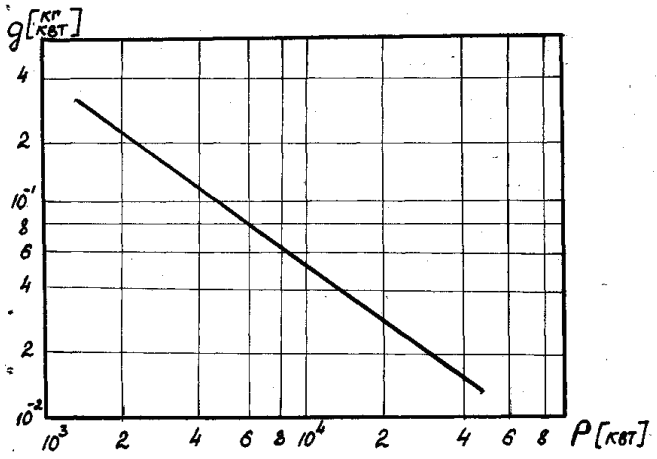


Рис.3. Зависимость удельного веса УГ от мощности , развиваемой генератором

Конечно, создание таких агрегатов является довольно сложной задачей, так как имеется ряд трудностей таких, как необходимость работы подвижного электрического контакта при высоких линейных скоростях вращения диска и в сильных магнитных полях, необходимость прохождения больших электрических токов через эти агрегаты и т.д.

Как известно, рабочие характеристики униполярного генератора в значительной степени определяются и линейной скоростью вращения ротора.

Однако, ограничивающим фактором увеличения скорости вращения ротора, а следовательно и более широкому применению УГ в энергоустановках, является не столько прочностные характеристики материала ротора, сколько способность к устойчивой роботе подвижного электрического контакта .

В настоящие время в униполярных машинах применяются в основном щеточные и жидкометаллические подвижные электрические контакты

Щеточные контакты в стационарном режиме могут работать только до 20 - 30 м/с при плотности электрического тока $\leq 10^5$ А/м^2

В импульсном режиме, при использовании угольноволокнистых щеток с медным покрытием, была достигнута линейная скорость вращения, равная 350 м/с, при плотности тока $7 \cdot 10^6$ А/м^2. Как показано в этих исследованиях, кроме механических потерь в зоне контакта возникают еще и электрические потери. Так при V_p=150 м/с и плотности тока $j=3 \cdot 10^6$ А/м^6 падение напряжения в контакте в среде аргона составляло 1,5 В, в среде воздуха 1,9 В. Причем, увеличение скорости вращения ротора приводило к росту электрических потерь.

Применение жидкометаллического контакта является более ефективним решением токосъема в уникулярном генераторе. Однако, с увеличением скорости вращения диска значительно растут потери в этом контакте. Кроме того, жидкометаллические подвижные контакты в сильных магнитных полях работают не устойчиво.

Кроме щеточных и жидкометаллических подвижных контактов в униполярных машинах может применяться электро-дуговой подвижный контакт, предложенный учеными НИИТП г.Москвы.

Показано, что при определенных условиях потери в этих контактах могут достигать незначительных величин, что дает возможность применять их при создании электрических генераторов.

Выводы.

Таким образом, как следует из статьи в качестве источников электрической энергии постоянного тока в ГТПЭ могут применяться униполярные генераторы, которые по сравнению с другими типами электрических машин обладают рядом преимуществ, главные из которых: простота конструкции, большая перегрузочная способность, высокий к.п.д, отсутствие пульсаций в кривой тока и напряжение, возможность непостердственного подсоединения к турбине энергоустановки и т.д.

Список литературы

1. *Д.П. Солонар, С.А. Егоров С.А.* Отчет НИР Исследование перспективных генераторов машинного типа в диаразоне мощностей до 1 МВт. Кременчугский политехнический институт. 1990 год.

2. *А.Н. Аггев., Д.П. Солонар., А.К. Сынков.* Предэскизный проект униполярного генератора мощностью 25 МВт. НТО ФНИИТП 1972 г.

УДК 533.9

Д.П. Солнар, кандидат технических наук,
В.Г. Тягний, кандидат технических наук
(Кременчугский летный колледж НАУ, Украина)

НЕКОТОРЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ ПОДВИЖНОГО ПЛАЗМЕННОГО ТЕРМОЭМИССИОННОГО КОНТАКТА

В статье приводятся результаты некоторых экспериментальных исследований подвижного плазменного термоэмиссионного контакта униполярного генератора. Показано, что при определенных условиях потери в этом контакте может достигать незначительных величин, что дает возможность применять их при создании электрических генераторов.

Кроме щеточных и жидкометаллических подвижных контактов в униполярных машинах может применяться электродуговой подвижный контакт, предложенный учеными НИИТП г.Москвы.

Режим работы такого контакта во многом должен быть сходен с режимом работы термоэмиссионных преобразователей энергии и поэтому его характеристики зависят от эмиссионной способности электродов и физических свойств межэлектродной среды.

Сравнительный анализ режимов работы контакта показывает, что наиболее оптимальным является диффузионный режим с объемной ионизацией (низковольтная дута) в связи

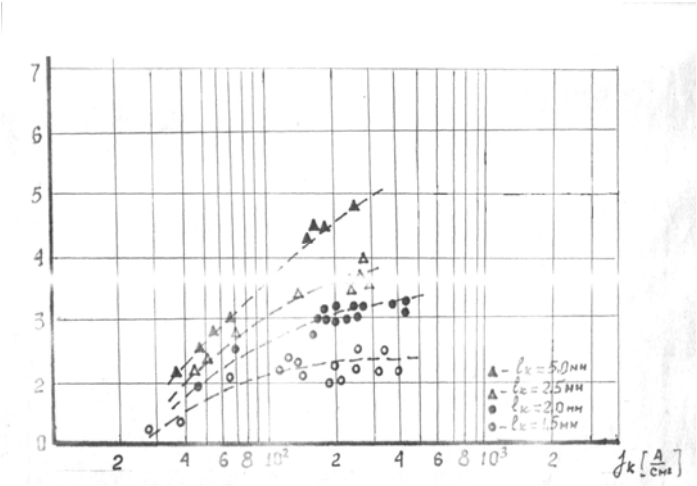


Рис.1. Результаты экспериментальных исследований плазменного термоэмиссионного контакта

с относительно большой плотностью электрического тока с рабочей поверхности катода, которая может достигать 2-4 10^2 А/см^2 и малыми потерями в контакте, поскольку потенциал горения низковольтной дуги значительно меньше потенциала ионизации газа, находящегося в зоне электрической дуги.

Некоторые результаты испытаний такого контакта представлены на рис.1. В этих исследованиях в электрической дуге плазменного термоэмиссионного контакта при плотности тока до 300 А/см^2 и токе до 1200А падение напряжения в дуге контакта составляло 2 – 4В.

Зависимость падения напряжения в контакте при различных межэлектродных расстояниях и плотностях тока показана на рис.2.В этих исследованиях плотность тока в электрической дуге контакта составляла:

$$1.j = 10^2 \text{ А/см}^2;\ 2.j = 2\cdot10^2 \text{А/см}^2;\ 3.j = 3\cdot10^2 \text{А/см}^2;\ 4.j = 4\cdot10^2 \text{А/см}^2.$$

Исходя из этих испытаний был сделан вывод о возможности создания УГ с таким контактом.

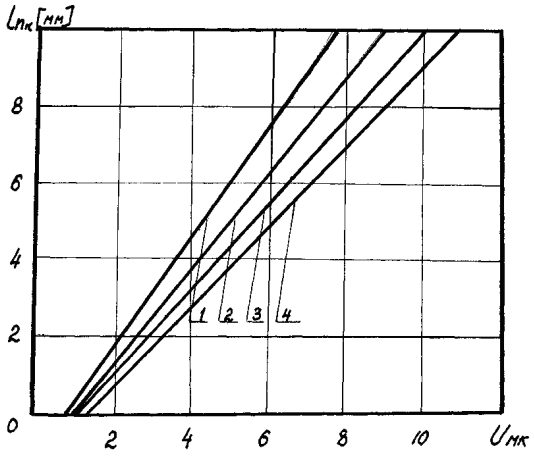


Рис.2. Зависимость падения напряжения в контакте при различных межэлектродных расстояниях и плотностях тока
1. j =10^2 А/см^2; 2. j =$2\cdot10^2$А/см^2;
3. j =$3\cdot10^2$А/см^2; 4. j = $4\cdot10^2$А/см^2

Однако, при обсуждении этих исследований были высказаны некоторые сомнения относительно устойчивой работы ПТК, одно из которых касалось устойчивости кольцевой электрической дуги контакта как без магнитного поля, так и в нем. .

Для проверки этого вопроса и в связи с отсутствием разработанных конструкций катодных узлов с тугоплавких материалов, были проведены пять испытаний токосъемного узла, в которых в качестве катодов применялись вольфрамовые пластины толщиной 1 мм.. Торцевая поверхность такого катода составляла около 3 см^2 . Пластины закреплялись на кольцевом корпусе диаметром 300 мм. Причем, в первых четырех испытаниях использовались соответственно 7, 10, 11, 12 катодов, а в пятом испытании на кольце было закреплено 32 вольфрамовые пластины.

Исследование характеристик электрической дуги контакта при использовании данного токосъемного узла проводилось на экспериментальном униполярном двигателе УД (рис3).

Предварительный вакуум в рабочем объеме УД, перед напуском паров цезия, не превышал $6\cdot10^{-2}$ мм рт.ст. Температура внутренней поверхности изделия достигала 600К, температура катодов- 670К. Межэлектродный зазор между анодом (диском) и катодами составлял 2,5 – 3мм.

После подачи напряжения на электроды (катод и анод), при наличии паров цезия в рабочем объеме УМ, электрическая дуга контакта возникала в начале на одном или двух катодах и постепенно распространялись на остальные катоды и через некоторое время, не более 30 с, горела уже со всех катодов. При выключении напряжения и включении, дуга контакта начинала гореть со всех катодов.

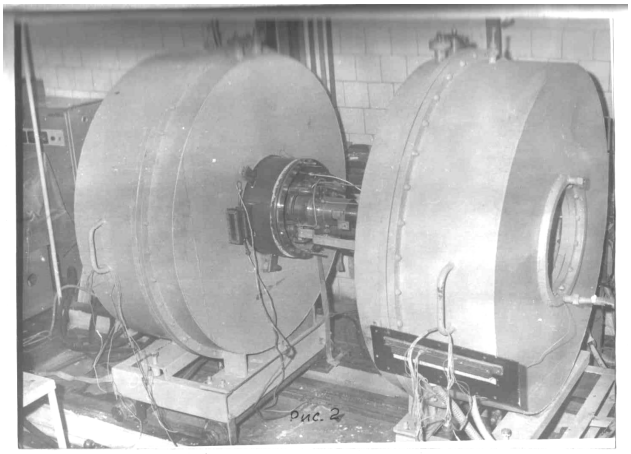


Рис.3. Стенд для исследования экспериментального униполярного двигателя

В испытании, при использовании кольцевого токосъемного узла, электрическая дуга устойчиво горела по всему кольцу. Как показали наблюдения в смотровое окно в испытаниях, где использовались полые катоды, электрическая дуга в основном горела с полостей катодов, образованных пластинами.

На рис.5. показаны результаты испытаний, зависимость падения напряжения в дуге контакта от плотности тока. Величина тока в испытаниях 1.1 – 1.4 изменялась от 100 до2000А, а расчетная плотность тока составляла 30-300 А/см^2 .Падение напряжения в этих испытаниях достигало 1,65 – 5,5В.

В испытании 1.5 электрический ток в дуге изменялся от 2000 до 3400А, (рис.4.), а расчетная плотность тока составляла 45-80 А/см^2 соответственно. Падение напряжения в дуге контакта достигало 2,5-3,5В, что хорошо согласуется с результатами испытаний 1.1-1.4.

Длительность испытаний достигала от 5 до 10 мин. После испытаний токосъемное устройство и анод находились в хорошем состоянии.

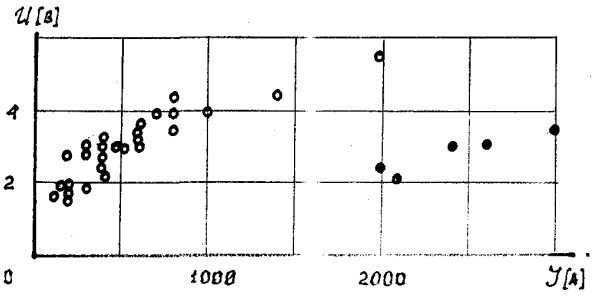


Рис.4. Зависимость падения напряжения в дуге контакта от величины электрического тока

Исследования плазменного контакта проводились также при использовании его в качестве подвижного электрического контакта в униполярном двигателе, изображенном на рис.3 Для съема электрического тока с вала применялся жидкометаллический контакт, рабочим телом которого являлся калий-индиевый .сплав

Токосъемный узел набирался из вольфрамовых пластин, применяемых в предыдущих испытаниях, закрепленных на одном кольце диаметром 300мм. Токосъемная эмиссионная поверхность в этом случае составляла 6 $см^2$.

Нагрев катодов осуществлялся за счет электрического разряда, горящего между основными и вспомогательными катодами.

После прогрева поверхностей рабочего объема до 580К и корпуса ампулы до 600К разбивались ампулы и пары цезия заполняли рабочий объем УД. После подачи напряжения на основные и дополнительные катоды возникала электрическая дуга, прогревающая основные катоды.

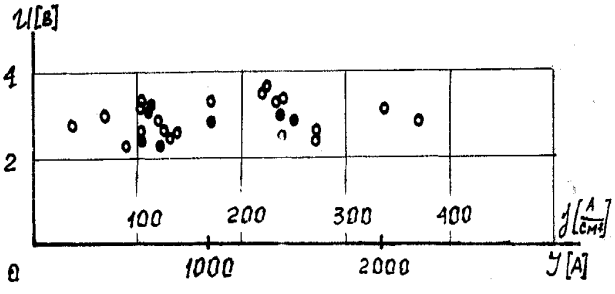


Рис.5. Зависимость падения напряжения в дуге контакта от плотности электрического тока

Как показали наблюдения в смотровое окно, электрическая дуга нагрева горела равномерно по всей поверхности вспомогательных катодов. Величина тока, протекающего в дуге нагрева, достигала 320А, а падение напряжения уменьшалось по мере прогрева катодов с 6,5 до 5,0В. После нагрева катодов подавалось рабочее напряжение на основные электроды и между катодами и диском возникала электрическая дуга подвижного контакта, которая горела устойчиво в основном во всех торцов катодов. Исследования плазменного контакта проводились как без магнитного поля , так и в продольном поле. При увеличении магнитного поля до 1300 эрстед исчезало свечение на боковых поверхностях пластин и разряд горел только с торцевых поверхностей.

Вращение диска со скоростью 0-7000 об/мин, что соответствовало линейной скорости в зоне электрической дуги подвижного контакта 0-110 м/с, не оказывало заметного влияния на характеристики и устойчивость дуги контакта. Было проведено два испытания. Величина тока в этих испытаниях изменялось от 200 до 2200А, а падение напряжения в дуге контакта составило 2,5-4,5В. Увеличение магнитного поля до 1300 эрстед незначительно увеличивало напряжение в контакте. Длительность испытаний составляла от 10мин, и определялась нагревом ротора УД. После испытаний токосъемное устройство и диск находился в хорошем состоянии без следов оплавления.

Выводы.

Таким образом, как следует из приведенных результатов исследования в униполярном генераторе в качестве подвижного электрического контакта можно применять плазменный токосъемный контакт. При этом при плотности тока 1- 210^2 А/ $см^2$ потери в этом контакте достигают незначительных величин, а скорость вращения ротора не оказывает влияния на характеристики электрической дуги контакта.

Список литературы

1. *Солонар Д.П.* Краткий анализ результатов экспериментальных исследований плазменного контакта униполярных машин. НТО Кременчугский филиал ХПИ 1991 г.

УДК 656.7.086:629.735.083(045)

Л.А. Журавлева, кандидат технических наук,
У.У. Садыкова
(Национальный авиационный университет, Украина)

ЧЕЛОВЕЧЕСКИЙ ФАКТОР В ПРОЦЕССАХ ТЕХНИЧЕСКОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ

В статье рассматриваются задачи, подходы и методы анализа, классификации и прогнозирования ошибок, допускаемых авиационным техническим персоналом в процессе выполнения работ по техническому обслуживанию и ремонту авиационной техники

Описание проблемы

Техническое обслуживание (ТО) является одним из жизненно важных элементов авиационной индустрии. По мере развития индустрии возрастают требования к качеству, структуре и содержанию ТО, а это, в свою очередь, приводит к возрастанию сложности выполняемых операций и, соответственно, росту цены ошибок технического персонала. По данным международных источников [1-2] приблизительно 80% авиационных происшествий происходят по вине человека, а доля происшествий, причиной которых были ошибки, допущенные во время ТО, составляет около 15%. В связи с этим вместе с развитием авиационной индустрии возникла проблема исследования и прогнозирования влияния человеческого фактора на качество ТО и безопасность полетов.

Типы и причины ошибок технического персонала

Результаты исследований ведущих компаний мира [3-7] свидетельствуют о том, что основными причинами ошибок, допускаемых персоналом ТО, являются характеристики собственно человека-исполнителя и характеристики рабочего пространства – внешние факторы. Ошибки персонала ТО в большинстве случаев имеют очень серьезные последствия и являются причиной многих инцидентов и катастроф.

До недавнего времени методы расследования авиационных происшествий учитывали не все ключевые факторы, связанные с ошибками персонала ТО. Причиной этого является то, что существующая технология расследования авиационных происшествий традиционно использует инженерные подходы, слабо используя подходы гуманистические. На сегодняшний день уже разработаны прогрессивные технологии, основанные на компьютерных средствах обработки информации, которые используются авиационными инженерами в процессах ТО. К ним следует отнести мониторинговые, диагностические, а также моделирующие системы, различные базы данных, которые позволяют накапливать и обрабатывать большие объемы данных различной информационной структуры и природы, в том числе, характеристики собственно персонала и характеристики рабочего пространства ТО. Использование этих методов и средств выдвигает новые требование к уровню подготовки специалистов по ТО и, соответственно, ведет к формированию множества новых характеристик, в частности, так называемых «soft-skills»-характеристик. В связи с этим возникает ряд задач. Первая - задача выявления, исследования, классификации всех возможных характеристик системы «персонал ТО-техника-рабочее пространство», причем элемент «персонал ТО» включает все категории специалистов по ТО от механика до руководителя. Вторая задача – исследование информационных потоков, циркулирующих в системе «Персонал ТО-техника-рабочее пространство». Третья – построение стратегий формирования индивидуальных и групповых технических, организационных и управленческих решений. Такое исследование позволит выявить ключевые факторы, порождающие ошибки персонала ТО на всех уровнях принятия решений.

Первым этапом исследований является выявление характеристик системы «Персонал ТО-техника-рабочее пространство» и разработка системы их классификации (таксономия), которая должна быть одной из основных позиций при расследовании авиационных происшествий. В настоящее время существует ряд разработанных таксономий, которые используются в международной практике. Среди них в первую очередь следует назвать модель SHELL и ADREP 2000. К ним относится и система MEDA (Maintenance Error Decision Aid), разработанная корпорацией Boeing, и которая основывается на той концепции, что ошибка является результатом множества причин-факторов, а не только результатом действий персонала ТО. Следует назвать также систему HFACS-ME (Human Factors Analysis and Classification System-Maintenance Extension), которая была разработана департаментом военной авиации США с целью классификации факторов, являющихся причинами ошибок ТО. Эта система формирует рабочие характеристики персонала ТО как результат влияния латентных факторов, которые приводят к отклонению характеристик рабочего пространства ТО от требуемых. В результате использования названных систем представляется возможным осуществить оценивание эффективности существующих ограничений в процессе выполнения операций ТО, качества применяемых средств и оборудования и других характеристик, что является исключительно важным в процессе расследования авиационных происшествий. Несмотря на то, что каждая из систем имеет свои преимущества и недостатки, они широко используются в авиационной практике.

В контексте проводимых исследований была разработана и установлена специальная терминология, в рамках которой ключевыми являются понятия «нарушение» (violation), «ошибка ТО» (maintenance error), «способствующие факторы» (contributing factors), «скрытый/латентный отказ»(latent/passive failure), явный/активный отказ(active failure).

До недавнего времени широко использовался термин «ошибка человека», который указывал, где в системе произошел сбой по вине человека, однако неизвестно было, *почему* возникла такая ошибка (ICAO, 2003). Результаты исследований причин ошибок в ТО показывают, что на качество работы специалиста по ТО в значительной степени влияют свойства и возможности собственно человека, которые налагают определенные ограничения, это зрение, слух, размер тела и другие. Следовательно, эти свойства, возможности и связанные с ними ограничения подвергаются влиянию внешних факторов, что может в ряде случаев увеличить риск совершения ошибки при выполнении работ по ТО. К таким внешним факторам относят несоответствующее оборудование, неадекватное обучение, неверно организованные процедуры выполнения работ, некачественно составленные инструкции или руководства, наличие стресса, усталость, неудовлетворительное оборудование рабочего пространства и другие.

Необходимо отметить, что ошибки ТО достаточно трудно выявить по трем причинам: первая – малая скорость ее проявления, распределенность проявления по всей системе, неоднозначность проявлений. В настоящее время основными методами выявления ошибок ТО самолетов являются метод ретроспективы, который основывается на нахождении ошибки по характеру девиации системы, и второй – метод активного поиска. Оба метода используются в превентивной стратегии, которая базируется на системе отчетности об ошибках. Такая стратегия позволяет накапливать информацию об ошибках и соответствующих условиях их возникновения с последующим выявлением систематичности разных типов ошибок, которые приводят к нарушению работы объекта ТО.

В 60х годах минувшего столетия доля авиационных происшествий, происшедших по причине ошибок человека составляла 20%, и она возросла до 80% за 30 лет. Причина этого видится в том, что за прошедшее время надежность техники увеличилась, а надежность человека осталась прежней. С другой стороны, с автоматизацией и интеллектуализацией авиационной техники рабочие нагрузки человека уменьшились, однако значительно усложнились алгоритмы взаимодействия человека с «интеллектуальной» техникой.

В результате исследований 122 авиационных происшествий было выявлено, что наиболее типичными являются следующие ошибки ТО:

- Недосмотр – 56%
- Неправильная установка деталей/оборудования, в том числе - неверное соединение электропроводки (перекрещивание проводов) – 30%
- Установка неадекватных деталей/оборудования – 8%
- Другие (повреждение посторонними объектами, недостаточная смазка, неубранные фиксаторы замков шасси после ТО и другие)– 6%

На основе этих данных были определены 12 общих факторов, которые оказывают влияние на характеристики исполнителя в процессе выполнения работ по ТО, и приводят к ошибкам: недостаточное взаимодействие, излишняя самоуверенность, недостаток знаний, невнимательность, недостаточная организация коллективной работы, усталость, недостаточные ресурсы, психическое давление, неуверенность в собственных силах, стресс, некомпетентность, отклонение от стандартов. Эти 12 факторов могут быть дополнены некоторыми другими, такими как забывчивость, низкая мотивация, небрежность и безрассудство. Для прогнозирования ситуации, в которой может быть совершена ошибка, необходимо исследовать как собственно ошибку, так и условия, в которых она была совершена.

Все выявленные характеристики исполнителя работ по ТО были распределены на три класса: *характеристики умений, характеристики правил и характеристики знаний*. Эти классы были установлены в соответствии с уровнями когнитивного мышления, которое контролирует поведение индивида в процессе работы. Так, *характеристики умений* представляют сенсомоторные свойства исполнителя, используемые в процессе профессиональной деятельности при выполнении знакомых операций, которые человек выполняет автоматически, быстро и не задумываясь. В этом классе характеристик ошибки допускаются преимущественно по невнимательности или забывчивости. Следует отметить, что большая часть работ, выполняемых персоналом ТО в течение дня – это монотонные однотипные операции, например, проверка уровня масла в двигателе. Как правило, люди выполняют такие операции, не заглядывая в техническое руководство, и практически не задумываясь. Более того, такие операции инспектируются или перепроверяются очень редко, поскольку считается, что эти операции предсказуемы, часто повторяющиеся и очень просты, и именно в этом кроется элемент риска.

Характеристики правил основываются на сформированных на текущий момент мозговых логических структурах, которые используются индивидом в процессе принятия решений, планирования или решения задач. В этом классе характеристик исполнитель не действует полностью автоматически, и не задумываясь. Технический персонал проходит специальное обучение для приобретения навыков решения профессиональных задач на основе правил, которые формируются в мозгу, хотя в некоторых случаях необходимые решения принимаются автоматически. Ошибки, связанные с этим классом характеристик, как правило, возникают при выполнении операций сложной структуры. Большинство операций ТО относится к таким сложно структурированным задачам, как правило, строго алгоритмизированным. В процессе выполнения операций ТО технический персонал должен строго следовать алгоритмам и наставлениям технических руководств даже в тех случаях, если эти операции выполнялись исполнителями много раз прежде. Нарушение операций, процедур, алгоритмов, указаний или отклонение от них приводит, как правило, к ошибке.

Характеристики знаний определяются как совокупность знаний, которые обеспечивают теоретическую и практическую подготовку специалиста по ТО, а также навыки их применения в незнакомых ситуациях. Ошибки относительно данной категории характеристик могут возникать вследствие недостаточных, ограниченных знаний, неспособности их применить в соответствии с правилами в знакомых и незнакомых ситуациях, решении незнакомых задач.

В общем случае ошибки ТО: во-первых, являются результатом выполнения операций по ТО самолета, таких, например, как замена элементов конструкции неверными аналогами, закрепление элементов конструкции в неверном положении, скрещивание проводов и т.д.

Во-вторых, ошибки случаются во время планового (по формам A, B, C, D, например) или внепланового ТО, которое направлено на выявление дефектов самолета. В-третьих, ошибки, которые имеют место при любом виде ТО и связанные с использованием современных компьютерных средств, в частности, диагностических систем, средств коммуникации, информационных технологий. Именно этот класс ошибок относят к так называемым “soft skills” – личностным качествам специалиста. Этот класс характеристик является порождением свойства эмерджентности системы «Персонал ТО-техника-рабочее пространство», поскольку возникают именно тогда, когда в рабочее пространство специалистов по ТО включается компьютерная техника и средства коммуникации, требующие качественно новых знаний, умений, навыков, нового подхода к операциям ТО, в частности, взаимодействия с различными типами баз данных, сетевыми технологиями, технологиями интерактивного обмена информацией и т.д.

Выводы

ТО современных самолетов кардинальным образом отличается от того, каким оно было на заре авиации с точки зрения легкодоступности, контролепригодности и эксплуатабельности. Самолет превратился в сложную технологическую систему, поэтому специалисты по ТО должны хорошо знать основные принципы функционирования сложных систем, уметь осуществлять мониторинг их состояния, обрабатывать и интерпретировать результаты мониторинга, использовать в процессе работы различное сложное оборудование, средства коммуникации, компьютерную технику, информационные технологии. Все эти требования в значительной степени увеличивают психическую и рабочую нагрузку персонала ТО, выставляя новые требования к характеристикам человека, в том числе, к его физическому и психическому состоянию, которое должно обеспечиваться и поддерживаться характеристиками рабочего пространства.

Список литературы

1. *Eshati S.* Critical Analysis of Maintenance Error Decision Aid (MEDA) and Human Factors Analysis and Classification System (HFACS-ME) in Aircraft Maintenance.- Cranfield University, 2006, 142p.

2. *Air Accident Investigation Branch (1992).* AAIB BAC One-Eleven Aircraft Accident Report. 1/92 Report on the Accident to BAC 1-11, G-BJRT on 10 June 1990.

3. *Boeing (1994).* Maintenance Error Decision Aid (MEDA) users guide. Boeing commercial group. Retrieved 13/04/2006, from www.hf.faa.gov/opsmanual/assets/pdfs/MEDA_guide.pdf.

4. *Civil Aviation Authority (1996).* Study into Potential Sources of Human Error in the Maintenance of Large Civil Transport Aircraft. CAA Paper 96004, London.

5. *Hollnagel, E.* Human Reliability Analysis-Context and Control. London Academic Press. Cited in, International Civil Aviation Organisation (1995). Human Factors in Aircraft Maintenance and Inspection. ICAO/Circular-253-An/151. Human Factors Digest No. 12, Montreal: ICAO.

6. *Latorella, A. and Prabhu, V.* A Review of Human Error in Aviation Maintenance and Inspection. International Journal of Industrial Ergonomics. Vol 26, 2000.-pp 133-161.

7. *Nadine, B. and Heather, M.* Error Types and Related Error Detection Mechanisms in the Aviation Domain: An Analysis of Aviation Safety Reporting System Incident Reports. The International Journal of Aviation Psychology, vol 10(2), 2000, pp. 189-206.

УДК: 629.735.015.4.027(045)

В.Г. Докучаєв, кандидат технічних наук,
О.С. Тугарінов, кандидат технічних наук
(Національний авіаційний університет, Україна)

ВПЛИВ НЕЙТРАЛЬНОГО СЕРЕДОВИЩА НА ФРИКЦІЙНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ МАТЕРІАЛІВ СИСТЕМИ "ВУГЛЕЦЬ-ВУГЛЕЦЬ"

У статті викладені результати дослідження фрикційних характеристик трьох модифікацій матеріалу системи "вуглець-вуглець" при терті в різних газових середовищах в умовах, аналогічних умовам, що створюються в гальмах.

Високі навантаження, які сприймаються фрикційними вузлами гальмових пристроїв сучасних літаків з великими посадковими масами й швидкостями, викликають різке підвищення температури (1000-1000°С) на поверхнях тертя фрикційних дисків, що значно знижує їхню довговічність. Це висуває ряд підвищених вимог до розробки нових і вдосконалювання серійних гальмових пристроїв коліс. Одним зі способів підвищення довговічності фрикційних вузлів є застосування в них матеріалів системи "вуглець-вуглець" [1,2]. Ці матеріали мають гарні зношувальні й фрикційні характеристики, які проявляються в тому, що вони не піддані корозійному стиранню й мають здатність до самозмазування.

Ці матеріали мають також вигідні теплофізичні властивості: теплопровідність, порівняльну з теплопровідністю металів, дуже високу питому вагову теплоємність, коефіцієнт теплового розширення приблизно у два рази менше коефіцієнта для матеріалів на залізній основі й майже 100% збереження механічних властивостей при температурах до 1100°С.

Однак, як і керамічні матеріали, матеріали системи "вуглець-вуглець" схильні до крихкості. Ще одне ускладнення з матеріалами системи "вуглець-вуглець" полягає в їхній сприйнятливості до окислювання.

У зв'язку із цим виникає проблема дослідження впливу різних газових середовищ на фрикційні характеристики й довговічність матеріалів системи "вуглець-вуглець".

Раніше [3] були представлені результати дослідження фрикційних характеристик трьох модифікацій матеріалу системи "вуглець-вуглець" (М-1, М-2, М-3) в умовах тертя з високою енергією, аналогічних умовам які створюються в гальмі, у звичайному повітряному середовищі. Випробування проводилися на установці МФМ-65 у діапазоні швидкостей ковзання 0,1-10,0 м/с при нормальних питомих навантаженнях 150 $н/см^2$, характерних для режиму посадки. Звідси кількість тепла, що виділяється на одиницю площі, було такого ж порядку, що й у реальних умовах гальмування літака. Після проведення експерименту на кожному режимі визначалося лінійне й вагове зношування зразків пари тертя. Реєстрація коефіцієнта тертя велася постійно при всіх експериментах.

У даній статті представлені порівняльні результати випробувань цих же матеріалів, як у повітряному середовищі, так і в середовищі нейтральних газів - аргону й азоту. Так, працездатність матеріалу М-1 була досліджена в середовищі аргону в тому ж діапазоні швидкостей ковзання, що й у повітрі. Температура поверхневих шарів зберігалася приблизно такою ж (на різних режимах), що й при випробуваннях зразків у повітрі. Коефіцієнт тертя трохи стабілізувався й зменшився його розкид. При цьому спостерігалося різке зниження як лінійного, так і вагового зносу зразків практично у всьому діапазоні швидкостей ковзання (рис.1 і 2) . Деяке збільшення лінійного зносу зразків має місце при випробуванні їх на малій швидкості ковзання (у зоні так званого "холодного" зносу). Пояснити це можна, ймовірно, гігроскопічністю матеріалів і погіршенням характеристик їхньої роботи при низьких температурах (аналогічно випробуванням цих матеріалів у повітрі). Зі збільшенням швидкостей ковзання знос зразків зменшується й є дуже незначним за абсолютною величиною (як лінійний, так і ваговий).

Рис.1.Зміна приведеного лінійного зносу матеріалу М-1 в залежності від швидкості ковзання: 1 - в повітрі ; 2 - в аргоні

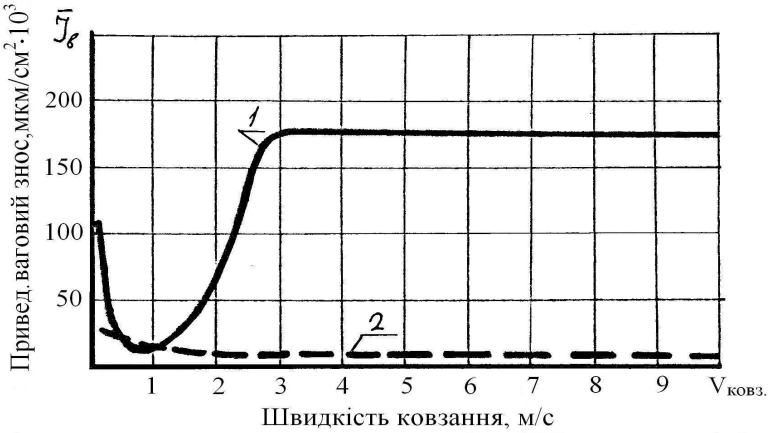
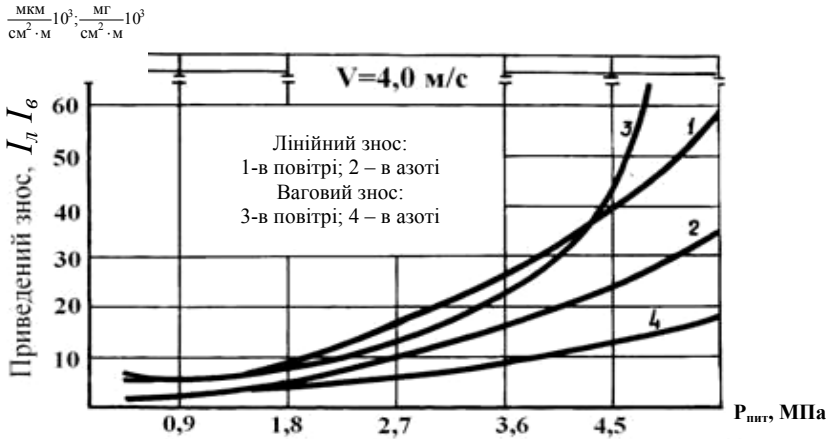


Рис.2.Зміна приведеного вагового зносу матеріалу М-1 в залежності від швидкості ковзання: 1 - в повітрі; 2 - в аргоні

Дослідження впливу питомого навантаження на знос зразків з композиційного матеріалу М-3 проводилися на швидкості ковзання 4,0 м/с. Як видно з мал.3, лінійний і ваговий знос зразків при збільшенні питомого навантаження вище 1,8 МПа інтенсивно підвищується внаслідок недостатніх характеристик міцності матеріалу, які знижуються через поверхневе й об'ємне окислення зразків. Інтенсивне поверхневе окислення відбувається під впливом високих температур, які генеруються на поверхні зразків за рахунок тертя (2000 К), чим і пояснюється зменшення коефіцієнту тертя при випробуванні у повітряному середовищі в порівнянні з випробуванням у середовищі азоту (рис. 4). Коефіцієнт тертя при цьому має великий розкид і деяке збільшення з ростом навантаження.

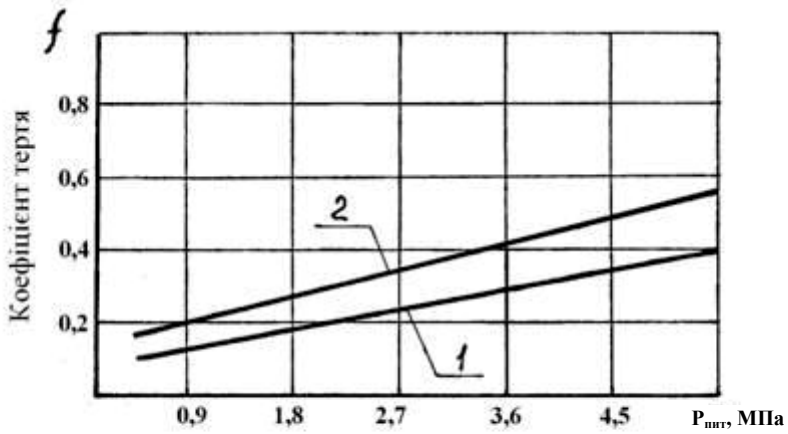
При випробуванні зразків із цього ж матеріалу в азоті, незважаючи на збільшення питомого навантаження на зразки й високу температуру в зоні контакту (2473 К), знос зразків як лінійний, так і ваговий, різко знижується (рис. 3 поз.2 і 4). У зв'язку з тим, що поверхневе окислення зразків відсутнє, їхній ваговий знос зменшується (при питомому тиску 6,0 МПа) більш, ніж в 20 разів, а лінійний - приблизно в 2 рази. Можна вважати, що при великому підвищенні питомого тиску окисні процеси приводять до розриву робочого зсувного шару (при випробуванні зразків у повітрі), що й підвищує їхній знос.

Дослідження композиційного матеріалу М-3 при різних швидкостях у середовищі технічного азоту показали (рис. 5 і 6), що при застосуванні азоту лінійний знос зразків у всьому діапазоні швидкостей ковзання знижується приблизно в 3 рази. Однак при швидкості ковзання 0,1 м/с (температура на поверхні зразків 343- 353 К) як лінійний, так і ваговий знос зразків зростає в порівнянні зі зносом зразків із цього ж матеріалу при випробуванні в повітряному середовищі.



Питоме навантаження, $\mathbf{P}_{пит}$

Рис. 3. Зміна приведеного лінійного (1,2) та вагового (3,4) зносу зразків з матеріалу М-3 в залежності від питомого навантаження: 1,3 – в повітрі; 2,4 – в азоті



Питоме навантаження, МПа

Рис. 4. Зміна коефіцієнта тертя в залежності від питомого навантаження при випробуванні матеріалу М-3: 1 – в повітрі; 2 – в азоті

Швидкість ковзання, м/с

Рис. 5. Зміна приведеного лінійного зносу матеріалу М-3 в залежності від швидкості ковзання: 1 – в повітрі; 2 – в азоті

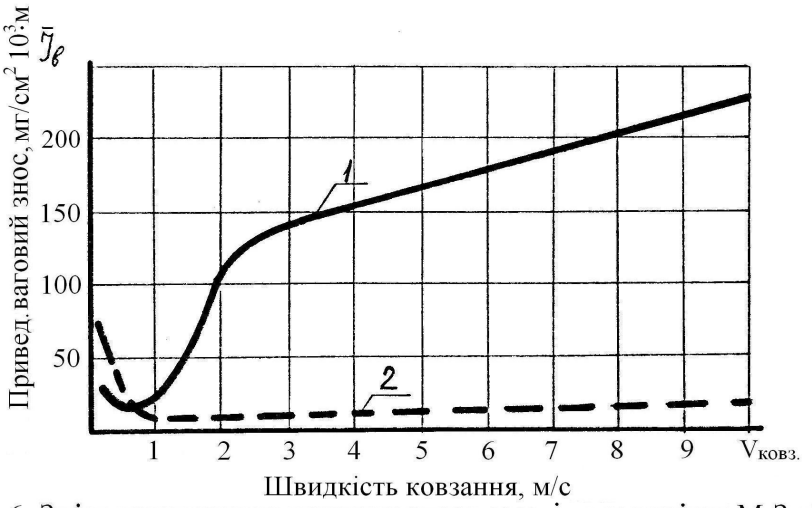


Рис.6. Зміна приведеного вагового зносу зразків з матеріалу М-3 від швидкості ковзання: 1 - в повітрі; 2 - в азоті

Імовірно, тут також має місце явище "холодного" зносу з руйнуванням суцільного зсувного шару графіту на поверхні зразків (це явище характерно й для повітряного середовища).

Сумарний наведений ваговий знос пари тертя в азоті для матеріалу М-3 (рис. 6) практично стабілізується при швидкості ковзання більше 1,0 м/с і їх знос менше у повітряному середовищі приблизно в 10 разів. Стабільність вагового й лінійного зносу матеріалу М-3 з ростом швидкості ковзання в середовищі азоту можна пояснити сталістю структури матеріалу в цих умовах. Так, наприклад, у структурі вихідного матеріалу помітно видні компоненти наповнювача й сполучного, які при високих температурах руйнуються, а в середовищі азоту близькі до початкового стану.

Висновки

На підставі результатів випробувань зносостійкості декількох матеріалів системи, "вуглець-вуглець" зроблені такі висновки:

1. Установлено, що застосуванням нейтральних газових середовищ (аргон, азот) можна значно підвищити зносостійкість цих матеріалів.

2. Ваговий й лінійний знос цих матеріалів майже не залежить від швидкості ковзання, що дозволяє не обмежувати процес гальмування залежно від швидкості.

3. Підвищення зносостійкості матеріалів в умовах нейтрального газового середовища пояснюється зменшенням інтенсивності окисних процесів.

Список літератури

1. *Георгиевский Г.А.* Особенности создания теплостойких фрикционных материалов. - М.; изд. Академии Наук СССР,1989, 159 с

2. *Семенов А.П., Поздняков В.В., Крапошина Л.Б.* Трение и контактное взаимодействие графита и алмаза с металлами и сплавами. - М., Наука, 1984, 109 с.

3. *Докучаев В.Г., Тугаринов А.С., Шевченко Я.Д.* Исследование фрикционных харак-теристик материалов системы “углерод-углерод”. Матеріали VI Міжнародної науково-технічної конференції “Авіа-2004” т. III.-К.: НАУ, 2004.-с.36.55-36.58.

UDC 656.02:338.47(045)

A.N. Avdeev, I.I. Linnik, PhD
(National Aviation University, Ukraine)

COMPUTERIZED MAINTENANCE MANAGEMENT SYSTEM

This paper discusses how any organization can embark on a reliability assurance program and move quickly to a position where it can better capitalize on their defect elimination and reliability incident management programs.

Maintenance Management Systems. The functions of a Maintenance Management System include the following [1]: administration and execution; work orders; work history; spare parts; cost control, contractor management; planning and scheduling.

There is considerable literature available that provides information on setting up and using a maintenance management system. Because of this, the focus of this paper is not in this area. There are, however, some factors about the implementation of maintenance management systems that make effective Reliability Assurance difficult to accomplish. These factors are discussed in the following paragraphs.

Perception Issues. One of the problems in getting a Reliability Assurance program established is that many people in organizations believe that the CMMS can do more than it is capable. To put things bluntly, few, if any, CMMS systems have the data fields and data relationships necessary to provide information in the manner required for maintenance strategy development, plant performance management, and incident management. The realization that all of these systems are distinctly different yet need to be integrated is very important. The purchase and use of a CMMS alone will leave a large void in Reliability Assurance infrastructure.

To be effective at Reliability Assurance, an organization needs systems, software and work processes that deal with the other thee quadrants.

Use of the system. Many CMMS's are poorly used and not set up properly. This may be for many reasons. One of them is that in setting up a CMMS, the organization has seen it as a tool to manage maintenance administration alone. They have not understood the concepts of Reliability Assurance. In computerizing their systems they have failed to realize that setting up a system to administer maintenance is not going to work well if the underlying programs are not well defined or do not add value. The startling result of most PMO analyses completed over an eight year period is that barely fifty percent of the preventive maintenance strategies contained in CMMS remain unchanged after review. It is common to delete 15% of the preventive maintenance program tasks as these add no value. It is common to add the same amount to manage failures that are preventable but have no preventive maintenance. The remainder of the changes become interval extensions or reductions or moves from time based overhaul maintenance to condition based maintenance or vice versa. Trying to plan and schedule a preventive maintenance program that is only 50% effective cannot be good management.

Incident Management. Reliability incidents can be defined as failures of plant and equipment that lead to any kind of loss, or increased risk to the business. In capital-intensive industries, the categories vary in terms of exposure and likelihood. Typically however, they include the following categories: threat to safe operation; threat to the environment; threat to the commercial viability of the company; loss of customer satisfaction; loss of production or failure to complete the mission; breach of security; high repair cost.

The process of incident management is to identify and resolve plant or human failures that result in greater exposure or the loss of any of the above.

Ideally, organizations would take steps to remove such risks before they occur, however in practice, predicting every risk and reducing each of them to an acceptable level is a very difficult thing to do.

Many organizations have found that they can create a focused maintenance strategy for all

equipment (critical and non critical) within 12 months by taking a review and rationalization approach. The problem with most maintenance strategy development activities is that information is never perfect and assumptions are made. This means that the maintenance strategy is a living program which needs incident management to improve it as better information comes to hand.

In addition to incorrect assumptions, there are other factors that could cause unexpected equipment failure. Some of these factors are as follows: temporary repairs installed and not removed; maintenance error caused by poor training or lack of adherence to procedures; maintenance not being done on time; incorrect operation of equipment; installation of damaged or faulty parts.

The process undertaken to review reliability incidents is relatively simple and quite common place. It follows a typical investigation cycle found in many problem solving techniques. At a high level, the generic process that we prefer to use has seven steps which are listed below: originate; allocate analysis responsibility; analysis and recommendations; approve; implement; review; close.

As this approach is common, it is not considered necessary to discuss each step. However, it is worthwhile expanding on one unique aspect that pertains to Reliability Assurance. When reviewing equipment failure, there is a specific process flowchart that we recommend should be followed.

The starting point [F] is any unexpected failure that has occurred in the plant. The first step is to define the failure mode or mechanism of failure. Following this [Failure Analyzed?], it needs to be determined if this failure mode has been analyzed previously using RCM/PMO logic. If it has not [N], then it should be put through an RCM analysis [Apply RCM]. If it has been reviewed [Y], then the validity of the previous review needs to be assessed against the fact that the failure has now occurred unexpectedly [Failure Prevented?]. The previous analysis may have recommended a "No Scheduled Maintenance" policy in which case, the outcome was expected and no further action need be taken except if the failure has now become more of a problem than originally thought [Increasing problem?]. Then modifications and a revision of the RCM should be undertaken based on the decreased reliability.

If, however, the recommendation was for preventive maintenance and the preventive maintenance has failed [System Downfall], then the source of the problem needs to be identified and rectification action taken.

Clearly, to undertake this work, the organization needs to have an efficient means of retrieving the maintenance strategy for any given failure mode. Once again, the need to conduct either RCM before deploying an incident management system is shown.

Strategic Data Collection. Data collection in the maintenance environment can take many forms. It is important to collect data about plant condition and what maintenance work has been done. However, that data is not the data most needed for Reliability Assurance. The data required for Reliability Assurance is data relating to equipment failure and the circumstances surrounding that failure. There needs to be a clear distinction between these different types of data when setting up a strategic data collection system.

Machines exist 24 hours of every day they are on the company register. During this time, they may be in a number of states. Some of these states are listed below: having upgrades or modification; not required for production; in transit or being changed to different products; in production; in planned maintenance, and/or in breakdown maintenance after having suffered a failure and being repaired or running at a reduced rate.

Many companies track these states and establish a figure that compares production time to total time.

This figure, when de-rated with quality and throughput losses is often called Asset Utilisation or Total Effective Equipment Productivity.

This paper is primarily concerned with machine reliability and is therefore concerned only with the latter two points on the above list. It should be noted that this paper is restricted to analysis of evident failures as hidden failures by definition do not of themselves cause operational loss.

These two reliability elements can be expanded as follows: planned maintenance (preventive maintenance or corrective maintenance); breakdown maintenance (Expected Failure – Equipment breakdowns that have been assessed as «No Scheduled Maintenance», or Unexpected Failure –

Equipment breakdowns that should have been predicted or prevented).

Inherent in these elements are some concepts that need to be understood clearly in order that the Reliability Assurance approach makes sense.

Inherent Capability Loss. The reliability and performance of any machine is determined by two factors. These are as follows: the way the machine was designed; the way it is operated.

Failure characteristics and economics are such that for some failures, the defined maintenance strategy is «No Scheduled Maintenance» (NSM). This may be because of the two scenarios described below: the failure is random, and the PF interval is too short to be of any use, or because the cost of prevention is more than the costs of the failure.

This reality means that there will be a certain level of unavailability inherent in the design and operating conditions. Failure modes which have NSM strategies will inevitably become breakdowns and result in capability loss. We call such failure modes Expected Failures. This is because over the life of the asset, it is expected that such failures will occur and result in loss of production.

While some failures or breakdowns will be accepted as being inevitable, others will be prevented either through condition monitoring or fixed time component replacement. Where these preventive actions require that the plant is taken off line, then the preventive maintenance is another loss that is inherent.

In addition, condition monitoring may detect the onset of failure. The rectification action taken in such cases may require the plant to be taken off line.

All of these losses combine to form the Inherent Capability Loss shown in [2]. The Inherent Performance Level is therefore the total time less the Inherent Capability Loss.

Maintenance Capability Loss. If the RCM maintenance analysis was done correctly, and the machine is maintained and operated according to the approved process, then it should suffer no unexpected failures. This is not to say that the plant will not fail. What it means is that all the failures the plant experiences will be expected. The unfortunate reality in most organizations is that some failure modes that receive preventive maintenance will fail unexpectedly.

This means that even though some failure modes that have preventive maintenance activity to prevent them from occurring during production they still happen unexpectedly.

These unexpected failures are known as Maintenance Capability Losses (MCL's).

Data Collection Systems. The steps suggested are discussed in the following paragraphs.

Step 1 – Setting up a Generic Data Collection System. Setting up a generic data collection system is not difficult in theory. In practice, data collection usually involves people in the collection of the data, input into computers, and its use. The following is a list of important factors that should be considered early in the development of the data collection system.

– Data collection systems often have a large number of interested parties or stakeholders. For this reason, data collection strategies should not be created by a single person with only one agenda in mind. The data collection should be a result of a systematic and wide ranging needs analysis.

– Data is often collected by people who operate machines. The degree of literacy and numeracy of these people should be assessed and considered. Avoiding written notes by using codes is a good idea.

– The training and coaching provided to the people collecting the data should be done formally. If manual log books are used, the processes and calculations required need to be shown in posters near the collection points.

– Consider what types of codes are applicable as the reporting loss codes determine the reports that can be generated.

– In most cases, someone has to enter the data into a database. It is important to minimize the effort involved in keying in information.

– In some cases it is important to collect data about rate variance and quality loss. If these are important, then there should be plans put in place to account for these losses. Sometimes this data can be difficult to obtain accurately however; it is often worth making some assumptions and implementing something rather than waiting for the perfect solution to be found.

– The system should be reconcilable. This means that the actual output plus the losses should

amount to the standard rate multiplied by the time in production.

– Information about plant failure is best input after the fault has been corrected. The system should be such that codes are not entered at the time the fault occurs. They should be entered after the rectification is complete.

Step 2 – Establish Current and Inherent Performance. Establishing the current performance of an asset can be done when the data collection system is implemented. It may take some time to generate sufficient data to understand the average performance levels as there could be quite a bit of variation over time. The establishment of the inherent performance level assumes that RCM has been undertaken. The process commonly used to determine inherent performance level is to collect all the loss data from a recent period long enough to be valid and consider what failure modes are treated with preventive maintenance and which ones will be left to repair when they fail. It is now possible to predict what the performance would have been under the new maintenance strategy. This requires the assumption that the failure modes that now have the preventive maintenance done at the correct interval will have been planned maintenance activities rather than breakdowns. This method is a good estimate of the inherent performance level of the equipment in the prevailing operating context.

Step 3 – Determine Defects and Quantify Them. From the data gathered, or from discussions with people close to the plant, determine what the main causes of downtime are and attempt to quantify them. During this step the perceived difficulty in solving and implementing the solutions should be considered. From this point, select a small number of manageable defects to work on. It may be a good idea not to start with difficult ones first.

Step 4 – Develop and Implement an Improvement Plan. Conduct workshops to establish causal relationships and create an improvement plan. It is high recommended that these workshops involve the people who operate the plant and collect the data a this will build a sense of ownership in the improvement plan. In this step, formal RCA workshops can be used.

Step 5 – Revise Data Gathering System. Once the improvement plan is created, the cause codes for improvement need to be reviewed to ensure that the collection systems can be used to determine whether or not the improvement plan working.

Step 6 – Track the Success of the Plan and Revise if Necessary. The data collected should indicate if the improvement strategy is working. If the strategy is no working then a new one needs to be created or the problem needs to be listed as inherent in the system.

Common problems with Incident Management Systems. The most common problems organizations have with incident management systems are as follows: the foundation of PMO work has not been done; there is no-one in the organization that is responsible for administering the system; the system is fragmented and cumbersome. Reports get lost and nobody is keeping track of things; getting information is time consuming. CMMS, OEE or PMO systems are not integrated; too many incidents are being investigated at once; data collection strategy is too generic and lacks definition (there is little knowledge of what problems are being looked at and for what reasons); the systems are too cumbersome to get data into and get data out; too much data is being collected; there is more than one system collecting the same data (This frustrates the people who collect the data, and leads to arguments about the data rather than a focus on solutions); no-one tracks whether the improvements worked or not … they are not integrated with the OEE system; the people that collect the data are not involved in using it to solve problems (This results in poor data quality); the data is collected at the wrong level and cannot be interrogated according to the necessary parameters. For example in a manufacturing plant, data may be collected against the line and so investigations comparing performance of different products cannot be easily done; manager's belief that their CMMS systems can be configured to perform Reliability Assurance.

Literature

1. *Ian Moir, Allan G. Seabridge.* Military Avionics Systems. John Wiley & Sons Ltd, The Atrium, Southern Gate, Chichester, West Sussex PO19 8SQ, England, 2006, 538 p.

2. Надежность технических систем. /Под ред. А.И. Ушакова. – М.: Радио и связь, 1985. – 606с.

УДК 629.735.33

В.В. Астанін, доктор технічних наук,
О.А. Шевченко, кандидат технічних наук
(Національний авіаційний університет, Україна)

ПОШКОДЖЕННЯ ЕЛЕМЕНТІВ КОНСТРУКЦІЙ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ З КОМПОЗИЦІЙНИХ МАТЕРІАЛІВ

Зроблено детальний аналіз експлуатаційних пошкоджень в елементах конструкцій сучасних літальних апаратів з полімерних композиційних матеріалів. Особлива увага приділена літакам сімейства АН. Виявлено, що найбільш типовими пошкодженнями є розшарування, крізні та некрізні пробої та тріщини.

В сучасних конструкціях літальних апаратів (ЛА) як військового так і цивільного призначення на даний час широко використовуються композиційні матеріали (КМ), які створюються на основі різних наповнювачів і матриць. Композиційні матеріали мають велику питому міцність, що дозволяє суттєво підвищити ефективність конструкцій, навіть незважаючи на їх значно вищу собівартість. У цивільних літаках останнього покоління до 20% відносної ваги несучих поверхонь, агрегатів і фюзеляжу виготовляються з КМ [1], а у перспективних літаках (наприклад у В.787) планується збільшення ваги КМ до 50%.

У конструкціях сучасних літальних апаратів використовуються в основному полімерні композиційні матеріали (ПКМ), які виготовляються на основі скло-, вугле та органоволокон (рідше бороволокон) та різних смол. Конструкції з ПКМ набагато технологічніші ніж аналогічні металеві та мають значно (до 40%) меншу вагу, але, разом з тим, вони у декілька разів дорожчі. Зважаючи на це важливою проблемою є забезпечення можливості ремонту цих елементів, особливо враховуючі їх чутливість до пошкоджень, які можуть виникати в процесі експлуатації. Аналіз експлуатаційних пошкоджень та вплив на них особливостей виготовлення елементів з ПКМ є дуже важливим для розробки ефективних технологій ремонту, тому подальші дослідження цієї тематики є важливою науково–технічною проблемой.

У попередній роботі авторів [2] досліджено ефективність використання ПКМ у конструкціях сучасних літальних апаратів військового та цивільного призначення, детальний аналіз зроблено по літакам сімейства АН. У монографії [3] дається детальний аналіз різноманітних дефектів у армованих пластиках, також наводяться дані по пошкодженнях різноманітних елементів, у тому числі і авіаційних конструкціях, які мали місце при їх експлуатації та випробуваннях. Можливі дефекти, їх класифікація по ступені пошкодження та методи ремонту пошкоджень у неметалевих конструкціях із заповнювачем розглядається у роботі [4], також в ній зазначено, що відносна маса конструкцій із заповнювачем складає, наприклад: у військово-транспортного С-5А (США) – 16 %, а у пасажирських відносна маса нижча так у В-747-200 – 9,8% (США); Ту-204 – 10% і Іл-96-300-В – 6 % (обидва Російська федерація). Площа конструкцій з наповнювачем українського літака Ан-124 складає біля 1500 м^2.

Досвід впровадження ПКМ у конструкціях літаків сімейства АН був узагальнений у роботі [5]. Слід зазначити що інформація про експлуатаційні пошкодження різноманітних авіаційних конструкцій була не завжди відкрита. Деякі фірми намагалися цю інформацію приховати з метою збереження своєї марки, тому майже не існує робіт, які б узагальнювали інформацію по можливим експлуатаційних пошкоджень в них, які можуть суттєво впливати на подальшу експлуатацію цих конструкцій.

Метою даної роботи є детальний аналіз експлуатаційних пошкоджень елементів з ПКМ у конструкціях ЛА і особливо у літаках сімейства АН, оскільки вони були розроблені в КБ, яке визнавалось провідним у СРСР по впровадженню ПКМ [5]. Серед різних ПКМ в авіації і також у космонавтиці найбільш широко використовуються вуглепластики, тому особлива увага приділена дослідженню експлуатаційних пошкоджень в елементах з вуглепластиків.

Дослідження експлуатаційних пошкоджень велементах з ПКМ у конструкціях сучасних ЛА неможливо без розгляду конструктивно-технологічних особливостей елементів з ПКМ,

які суттєво впливають на можливий характер пошкоджень. Першими ПКМ у конструкціях ЛА військового призначення були скловолокністі КМ (склопластики) на основі скляних волокон, які були використані для виготовлення обтічників та елементів внутрішньої частини ЛА. Починаючі з 40-х років склопластик широко використовувався для виготовлення захисних куполів радіолокаційних антен, рулів, закрилків та обтічників [1].

У 1960-х роках були розроблені борні волокна, на основі яких були виготовлені боропласти, які мали значно більший модуль пружності та вищу границю міцності ніж склопластики. На основі досліджень боропластикових конструкцій у серійне виробництво були впроваджені агрегати хвостового оперіння з боропластиковими обшивками літаків F-14 та F-15.

З кінця 60-х та на початку 70-х років почали широко використовуватись у конструкціях ЛА вуглецеві волокна та арамідні волокна (типу "Кевлар"), на основі яких були виготовлені вуглепластики та органопластики.. Волокно “Кевлар” було вперше розроблено фірмою Du Pont є основою органоропластиків. Показовим прикладом використання органопластиків у конструкції ЛА є пасажирський літак фірми“Локхід” L-1011 (рис. 1). В новому комерційному літаку фірми Boeing (B.777), підвищення ефективності досягнуто в основному за рахунок використання ПКМ як у силових конструкціях, включаючи хвостовий відсік фюзеляжа, кіль, горизонтальне оперення, балки пола та крило, так і у несилових конструкціях, таких як поверхні керування (рис. 2), приблизно 10% ваги конструкції B.777 приходиться на КМ.

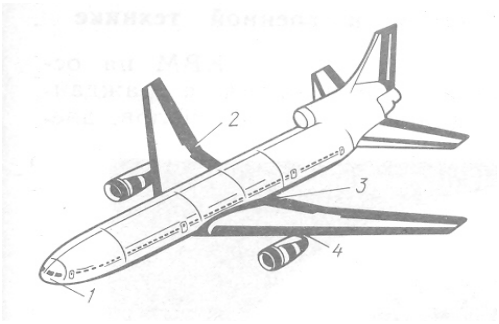


Рисунок 1 - Використання органопластиків у конструкції “Локхід” L-1011:
1 - обтічник антени радіолокатора;
2 – інтерцептор крила; 3-заліз стика крила із фюзеляжем; 4-обтічник пілона двигуна.

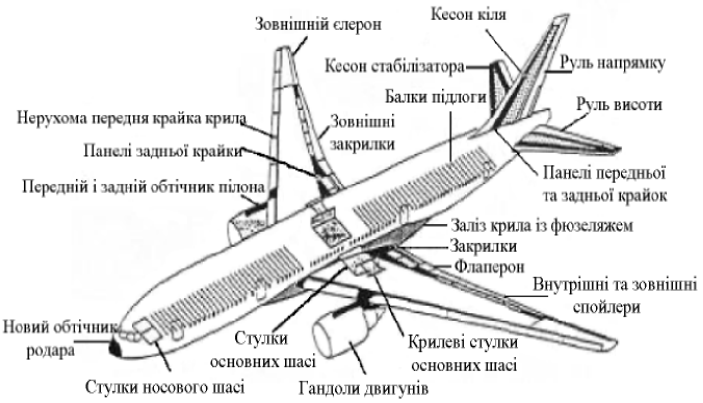


Рисунок 2 - Використання ПКМ у конструкції “Boeing” B.777

В теперішній час найбільш широко використовується КМ на основі вуглецевого (графітового) волокна з епоксидною матрицею (так звані вуглепласти), оскільки мають підвищену питому міцність і жосткість у порівнянні з іншими типами ПКМ.

У колишньому СРСР також лідерною у питанні впровадженню ПКМ у конструкції транспортних та пасажирських літаків була фірма АНТК ім. О.К. Антонова, де роботи в цьому напрямку велися на світовому рівні і були досягнуті видатні результати [5]. У 1971-1975 рр. на АНТК ім. О.К. Антонова були створені сердньонавантажені конструкції з вугле- та боропластиків такі як: підкріплені балки та подкоси, стулки шасі та люків, трубчаті конструкції з поздовжнім армуванням, панелі підлоги, серворулі, монолітні ребристі панелі та інш. з максимальним габаритом до 5 метрів. У грудні 1973 року на літаку АН-28 почалися льотно-експлуатаційні випробування подкосів крила довжиною більше 4-х метрів з вуглепластика.

У 1980-1985 рр. був створений транспортний літак АН-124 надважкого класу, у конструкціях якого кількість вузлів і агрегатів, виконаних з КМ, складає більше 1000 одиниць, при площі поверхні 1500 м^2 і загальній вазі конструкцій з ПКМ біля 5000 кГ на літак. Вперше у світовій практиці застосовані високонавантажені балки верхньої палуби та вантажної підлоги, які підкріплені підсилюючими накладками з вуглепластика довжиною до 7 метрів у кількості 87 штук, вбудованих у силову коробку фюзеляжа. Унікальні за своїми габаритами та конструктивно-технологічним рішенням є стулки вантажного люка довжиною більше 12,5м балочно-стільникової конструкції з вуглепластика. [5].

Наробки, отримані в результаті досліджень дозволили здійснити більш складну програму по створенню високонавантажених агрегатів із КМ для широкофюзеляжного літака Ан-70. Обсяг конструкції зі скло-, вугле-, органопластиков на літаку Ан-70 досяг 20% від маси планера (див. рис.3). Результати аналізу інформації про частоту виникнення експлуатаційних пошкоджень в елементах з вуглепластика на АНТК ім. О.К. Антонова показують, що найбільш розповсюдженими серед експлуатаційних пошкодження є пробоїни, тріщини, розшарування та зломи (рис. 4).

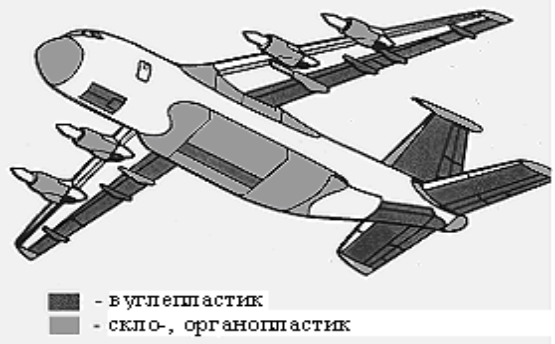


Рисунок 3 - Застосування ПКМ у конструкції Ан-70

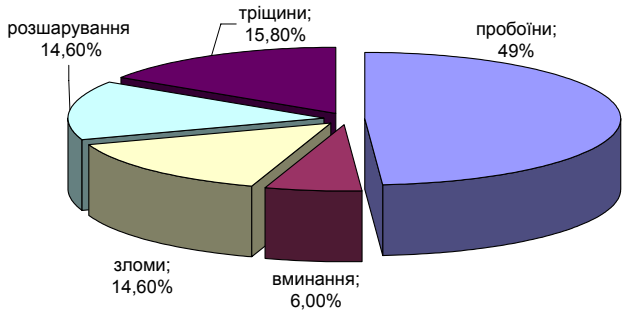


Рисунок 4 - Частота виникнення експлуатаційних пошкоджень в елементах з вуглепластика літаків АН

На ремонтному заводі 410 ЦА була зібрана статистична інформація по експлуатаційним пошкодженням елементів конструкцій літаків Ан-24, Ан-26, Ан-30 та Ан-32, виготовлених з КМ (переважно склопластиків). Результати аналізу виявлених пошкоджень і дефектів із зазначенням найменування та причин їх виникнення представлені у таблицях 1 та 2.

Таблиця 1- Пошкодження обтічників та кінцівок кілів

N п/п	Найменування пошкодження	Причини виникнення
1	Вивітрювання зовнішнього шару	Абразивний знос
2	Розшарування між шарами склотканини	Удари
3	Розшарування стільникового наповнювача	Удари
4	Тріщини	Пошкодження втоми
5	Крізні пробоїни	Удари
6	Розм'якшення поверхні обтічника	Удари
7	Порушення радіопрозорості	Попадання вологи у наповнювач

Таблиця 2 - Пошкодження тримерів, елеронів, гребнів, обтічників рампи та стабілізаторів

N п/п	Найменування пошкодження	Причини виникнення
1	Руйнування задньої крайки	Абразивний знос
2	Вивітрювання зовнішнього шару	Абразивний знос
3	Пробої з усадкою наповнювача	Удари
4	Попадання вологи у наповнювач	Негерметичність зовнішнього шару
5	Розшарування склотканини	Удари
6	Тріщини	Пошкодження втоми

Аналіз зібраної інформації показав, що найбільш типовими експлуатаційними подкодженнями елементів конструкцій із ПКМ літаків Ан (24, 26, 30 та 32) є: розшарування зовнішнього шару, склотканини та стільникового наповнювача; пробої (крізні та некрізні); тріщини; вивітрювання та розм'якшення поверхневого шару; руйнування задніх крайок елементів.

Основними причинами виникнення поданих експлуатаційних пошкоджень елементів з КМ були удари, пошкодження втоми, абразівний знос та недбала експлуатація.

Відмінною рисою полімерних КМ є крихкість та пов'язана з нею підвищена чутливість до механічних ударних навантажень та концентраторів напружень. Загальною проблемою при розробці елементів конструкцій з КМ та процесів їх виготовлення є визначення стандартних та типових дефектів (визначення їх допустимих розмірів). У дослідженнях оцінки

впливу дефектів та пошкоджень на характеристики конструкцій з ПКМ поряд з технологічними дефектами розглядаються також пошкодження, які виникають у процесі виготовлення або експлуатації (рис. 5). Типи експлуатаційних пошкоджень приведені на рис. 6.

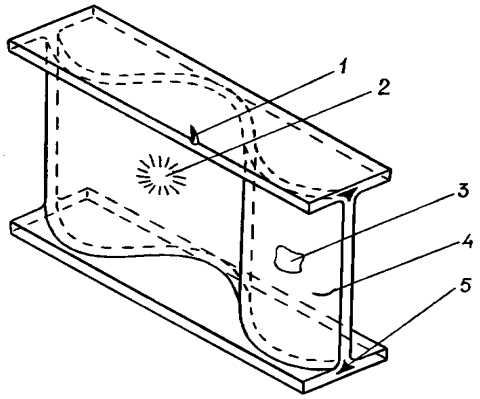


Рисунок 5 - Типові дефекти в елементах конструкцій з ПКМ: 1 – руйнування волокон; 2 – видиме ударне пошкодження; 3 – повітряне включення у стінці; 4 – складка; 5 – дефект у клейовому шві.

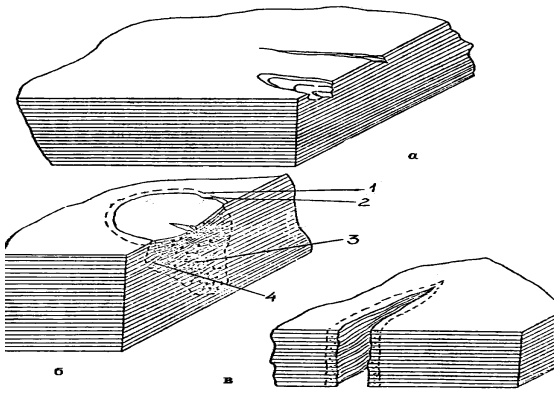


Рисунок 6 - Типи експлуатаційних пошкоджень: *а* – поверхневі пошкодження (забоїни, подряпини); *б* – вминання; *в* – крізні тріщини та пробої. 1 – границя зони пошкодження; 2 – границя вминання; 3 – розшарування; 4 – зона розтріскування матриці та розриву волокон

На відміну від металів, процес утворення ушкодження в ПКМ при ударі носить "миттєвий" характер. При виробництві та в експлуатації ПКМ з'являються приховані ушкодження - розтріскування матриці, розшарування і розриви волокон. Подібні ушкодження в багатьох випадках можна знайти тільки інструментальними неруйнівними методами контролю. На етапах побудови дослідної партії літаків, невідпрацьованість виробничих процесів може приводити до виникнення технологічних дефектів, головним чином у вигляді розшарувань.

Висновки

На основі аналізу експлуатаційних пошкоджень в елементах конструкцій сучасних літальних апаратів з ПКМ і особливо літаків сімейства АН визначено, що найбільш типовими для конструкцій з склопластиків є розшарування зовнішнього шару, крізні та некрізні пробої та тріщини. Виявлено також, що майже половину пошкоджень (49%) в елементах з вуглепластика становлять пробоїни, а частота виявлення трішин та розшарувань приблизно однакова і становить 15,8 та 14,6 відсотків відповідно від загальної їх кількості.

Основними причинами виникнення експлуатаційних пошкоджень є удари, пошкодження втоми та недбала експлуатація.

Список літератури

1. Справочник по композиционным материалам: в 2-х кн. Кн. 2 /Под ред. Дж. Любина; Пер. с англ**. –** М.: Машиностроение, 1988. – 584 с.

2. *Астанін В.В., Хоменко А.В., Шевченко О.А*. Композиційні матеріали у конструкціях сучасних літальних апаратів**. –** К.-Вісник НАУ, №3, 2004. – С. 46-52.

3. *Серенсен С.В., Зайцев Г.П.* Несущая способность тонкостенных конструкций из армированных пластиков с дефектами**. –** Киев: Наук. Думка,1982. – 296 с.

4. *Панин В.Ф., Гладков Ю.А.* Конструкции с заполнителем: Справочник**. –** М.: Машиностроение, 1991. – 272с.

5. *Бондарь В.Г., Брагилевський В.З., Казуров В.Н., Цариковський В.І. та інш*. Створення нового класу полегшених авіаційних конструкцій з полімерних композіційних матеріалів, наукових основ їх проектування, ефективних технологій і сучасної промислової бази з впровадженням розробок у виробництво. – Київ, АНТК ім. О.К. Антонова, Том 2, Частина 1, 1998. – 318 с.

УДК 629.7.048.7

А.И. Хлистун, кандидат технических наук
(Национальный авиационный университет, Україна)

МЕТОДОЛОГИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ПНЕВМАТИЧЕСКИХ СИСТЕМ СОВРЕМЕННЫХ ТРАНСПОРТНЫХ САМОЛЕТОВ

В представленной работе установлены системные признаки пневматических систем современных транспортных самолетов, в соответствии с которыми показана необходимость системного подхода к разработке этих систем, который на начальных этапах проектирования может быть реализован только методами математического моделирования.

Международные и федеральные Авиационные правила (АП-25, JAR-25, FAR-25) относят пневматические системы самолетов транспортной категории к системам, непосредственно влияющим на безопасность полетов, предъявляют повышенные требования к их функциональным характеристикам и надежности.

От качества и энергетической эффективности пневматических систем транспортных самолетов зависят физиологические условия и комфорт для пассажиров и экипажа, условия функционирования оборудования, элементов конструкции, грузов.

Проектирование пневматических систем современных транспортных самолетов – это продолжительный, многоэтапный, дорогостоящий процесс.

Основой для проектирования современных авиационных пневматических систем (главным образом систем кондиционирования воздуха) стали работы Л.Т. Быкова с соавторами, Г.И. Воронина [2], Ю.М. Шустрова и М.М. Булаевского [3]. Эти работы получили развитие в более современных работах [4 – 7].

Существующая методология проектирования пневматических систем базируется на методах экспериментальной проверки проектных решений, для подтверждения работоспособности систем проводятся натурные испытания опытных образцов системы в ожидаемых условиях эксплуатации, при изменении этих условий проводятся повторные испытания. Процесс проектирования требует многих итераций, допущенные проектные ошибки часто проявляются на поздних стадиях разработки самолета – при испытаниях в составе опытного образца самолета и даже в процессе его эксплуатации.

Для определения класса сложности пневматических систем с целью обоснования и выбора общей методологии процесса их проектирования, используем феноменологический подход, в соответствии с которым всякую систему можно рассматривать как последовательность преобразований входных воздействий в выходные величины. Эффективность анализа системы в которой осуществляется большое количество преобразований зависит от формы представления этих преобразований и их взаимосвязей, при этом чрезмерная детализация представления может привести к усложнению описания системы и невозможности проведения анализа, поэтому, рассматривая пневматическую систему будем учитывать лишь аспекты самого процесса преобразования параметров сжатого воздуха и управления этим процессом.

Последовательность функциональных преобразований параметров воздуха в пневматической системе транспортного самолета представлена на рис. 1.

При преобразовании параметров воздуха в пневматической системе транспортного самолета одновременно осуществляется ряд сложных теплофизических процессов: сжатие и нагрев воздуха, его расширение, охлаждение, осушение, увлажнение, смешение, распределение.

Заданные значения параметров воздуха в герметических кабинах: температуры, давления, влажности, газового состава должны поддерживаться максимально автоматизированно. Автоматизированную систему управления (АСУ) пневматической системы транспортного самолета представим в виде многоуровневой структуры, состоящей из самостоятельно функционирующих подсистем, которые решают свои задачи управления, рис. 2.

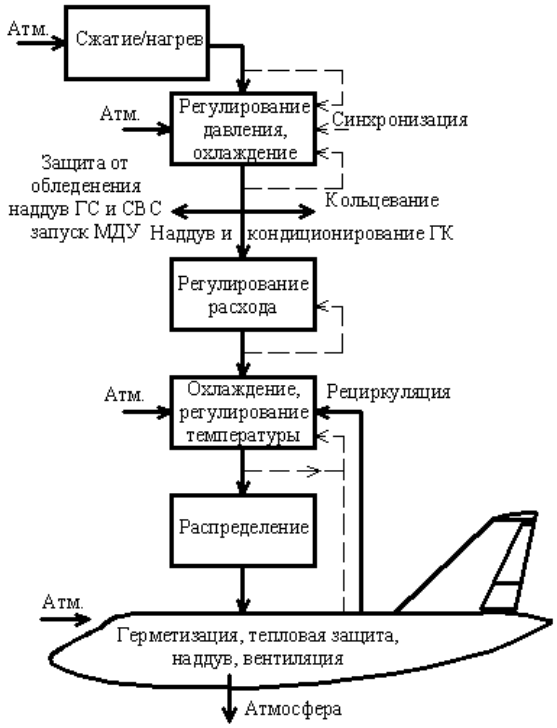


Рис. 1. Обобщенная схема пневматической системы транспортного самолета

Все выделенные в автоматизированной системе управления подсистемы расположены по уровням в соответствии с приоритетами их управляющих воздействий. Подсистемы каждого уровня, кроме верхнего, решают задачи самоуправления и формирования управляющих воздействий для подчиненных им подсистем нижних уровней. На нижних уровнях вырабатывается и передается информация на связанные с ними верхние уровни. На одном уровне подсистемы связаны между собой через выходные переменные их функционирования и координирующие воздействия вырабатываемые в подсистемах верхнего уровня. Функционирование подсистем происходит автономно в соответствии с их локальными целями, которые подчинены общей цели функционирования пневматической системы.

В соответствии с последовательностью и содержанием выполняемые проектировочные работы при создании пневматической системы разбиваются на ряд этапов, которые соответствуют этапам проектирования самолета.

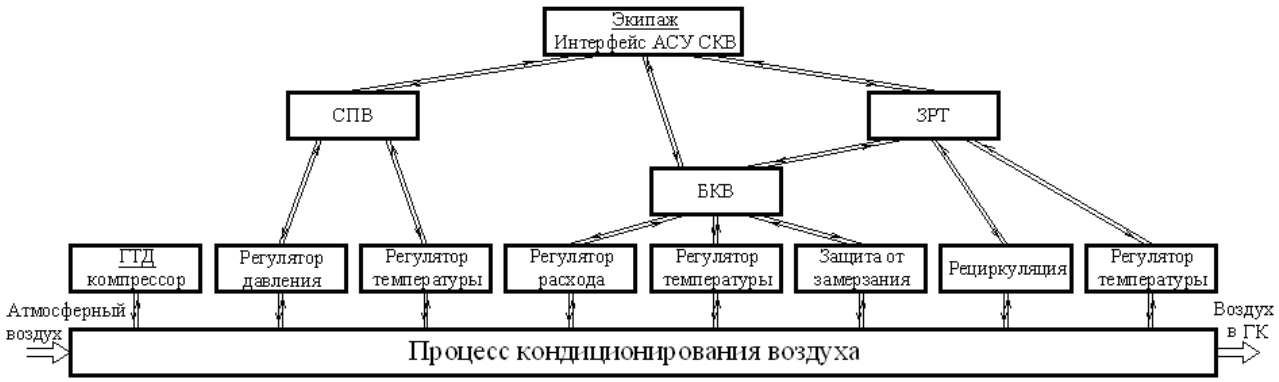


Рис. 2. Схема управления пневматической системы на транспортном самолете:
БКВ - блок кондиционирования воздуха; ГК - герметическая кабина;
ЗРТ - зонный регулятор температуры; СПВ - система подготовки воздуха

На предварительном этапе формулируется содержательная постановка задачи проектирования – техническое задание (ТЗ). В ТЗ формулируются требования к системе, которые определяют цель ее функционирования и решаемые системой задачи, а также свойства системы и ограничения.

На этапе разработки технического предложения формируется облик системы – вырабатывается концепция системы, разрабатывается ее принципиальная схема, определяются основные характеристики системы, ее подсистем и агрегатов, а также схемы управления и информационного взаимодействия.

На этапе разработки эскизного проекта принципиальную схему концепции пневматической системы воплощают в монтажную схему системы в составе самолета. Проверяют компоновку геометрической модели пневматической системы в составе макета, имеющего натурные размеры самолета, ведется разработка новых комплектующих агрегатов.

В процессе заключительного этапа – рабочего проектирования, осуществляется практическая реализация заявленных параметров функционирования и свойств пневматической системы – выпускается вся техническая документация, которая необходима для изготовления, сборки и монтажа системы. Проводятся стендовые исследования натурных подсистем, а также их наземные и летные испытания в составе самолета. По результатам испытаний при необходимости вносят изменения в проект, эффективность этих изменений подтверждается инженерным анализом, который основывается на математическом моделировании.

Под общим методологическим подходом проектирования пневматической системы будем понимать совокупность принципов и методов, а также математический аппарат, с помощью которых решаются задачи, возникающие при проектировании. Для выбора методологического подхода к проектированию пневматической системы рассмотрим системные признаки объекта проектирования [8 – 10]. Представленные обобщенные схемы функционирования и управления, позволяют сформулировать системные признаки для пневматических систем транспортных самолетов следующим образом:

- достижение поставленной цели функционирования систем осуществляется в результате ряда сложных физических процессов организованных для преобразования рабочей среды;
- имеется большое число связанных между собой и взаимодействующих подсистем и элементов, цели функционирования которых подчинены цели функционирования системы в целом;
- система является динамической, функционирует в условиях взаимодействия с изменяющейся внешней средой и случайными факторами;
- система обладает иерархической структурой управления с разветвленной информационной сетью и интенсивными потоками информации.

В соответствии с перечнем приведенных признаков пневматические системы относится к классу сложных технических систем, поэтому методологию проектирования этих систем целесообразно базировать на методологии системного подхода. Системный подход основан на понятии системы, которая рассматривается как конечное множество обладающих известными свойствами объектов, связанных между собой и определенным образом взаимодействующих для достижения заданной цели. Системный подход при проектировании предполагает формирование множества альтернативных систем, установление количественного критерия оценки проектируемой системы, разработку методов анализа и сравнения систем, выбор наилучшей технической системы.

Для количественной оценки проектируемой системы обычно используют критерий эффективности системы. Под критерием эффективности системы понимается количественная мера соответствия системы в целом своему назначению. Критерий эффективности является интегральным показателем, который обобщает все значимые свойства системы.

Системный подход при своей реализации предполагает последовательное решение ряда задач. В начале ставится цель разработки системы, формулируются задачи, которые она должна решать, устанавливается критерий оценки эффективности системы. Затем формируется структура системы – определяются объекты и процессы, которые обеспечивают выполнение поставленной цели, очерчивается граница системы с окружающей средой. Далее выделяются подсистемы и элементы системы и их связи, устанавливаются их взаимодействия между собой и с окружающей средой. Так как поставленная цель разработки достигается за счет использования многих разнородных физических процессов и большого количества элементов, система должна быть расчленена на подсистемы таким образом, чтобы систему в целом и ее подсистемы можно было представить в виде структурных и принципиальных схем с достаточными уровнями детализации для их анализа и математического описания.

Важнейшее значение в системном подходе имеет математическое моделирование проектируемой системы. По результатам математического моделирования дается заключение о достижимости поставленной цели посредством проектируемой системы, оптимизируются параметры системы и режимы ее работы, принимается решение о выборе наилучшего варианта системы из множества альтернатив.

При системном подходе используются следующие принципы описания и исследования проектируемой системы: 1) описание и исследование системы в целом должны учитывать свойства отдельных ее подсистем; 2) подсистемы описываются и исследуются в контексте их взаимодействий со всей системой и с окружающей средой; 3) система в целом и каждая ее подсистема исследуется всесторонне, в различных аспектах; 4) процесс исследования носит итерационный характер; 5) общая цель функционирования системы достигается в основном за счет согласования взаимодействия отдельных ее подсистем; 6) ищется компромиссный вариант системы, который в наибольшей мере удовлетворяет общему критерию эффективности системы.

Выводы

1. Существующие методы проектирования авиационных пневматических систем основаны на расчетно-аналитических и экспериментальных методах исследования аэродинамических и теплообменных процессов, экспертных оценках проектных решений.

2. Задачи повышения энергетической эффективности и надежности пневматических систем, обеспечения высокого уровня комфорта в герметических кабинах современных транспортных самолетов не могут быть решены на основе существующих методов проектирования авиационных пневматических систем.

3. Установлены системные признаки пневматических систем современных транспортных самолетов, в соответствии с которыми показана необходимость системного подхода к разработке этих систем, который на начальных этапах проектирования может быть реализован только методами математического моделирования.

Список литературы

1. *Быков Л.Т., Ивлентиев В.С., Кузнецов В.И.* Высотное оборудование пассажирских самолетов. – М.: Машиностроение, 1972. – 331 с.

2. *Воронин Г.И.* Системы кондиционирования воздуха на летательных аппаратах. – М.: Машиностроение, 1973. – 444 с.

3. *Шустров Ю.М., Булаевский М.М.* Авиационные системы кондиционирования воздуха. – М.: Машиностроение, 1978. – 160 с.

4. *Каллиопин А.К.* Математическое моделирование авиационных систем кондиционирования воздуха: Учебн. пособие. М.: Изд-во МАИ, 1992. – 80 с.

5. Системы оборудования летательных аппаратов./ Под ред. А.М. Матвиенко. – М.: Машиностроение, 1995. – 368 с.

6. Спарин В.А. Проектирование систем кондиционирования воздуха летательных аппаратов: Учебн. пособие. Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2001. – 60 с.

7. *Дьяченко Ю.В., Спарин В.А., Чичиндаев А.В.* Системы жизнеобеспечения летательных аппаратов: Учеб. пособие для студентов вузов / Под ред. Ю.В. Дьяченко. – Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2003. – 512 с.

8. *Месарович М., Такахара Я.* Общая теория систем: математические основы. – М.: Мир, 1978. – 360 с.

9. *Михалевич В.С., Волкович В.Л.* Вычислительные методы исследования и проектирования сложных систем. – М.: Наука, 1982. – 286 с.

10. *Мітрахович М.М.* Складні технічні системи. Системне математичне забезпечення проектних рішень /НАН України. – К.: ІПММС, 1998. – 184 с.

УДК 620.179.1

С.Р. Игнатович, доктор технических наук,
С.С. Юцкевич, В.И. Закиев
(Национальный авиационный университет, Украина)

ОСОБЕННОСТИ ПЛАСТИЧЕСКОГО ДЕФОРМИРОВАНИЯ ПЛАКИРУЮЩЕГО СЛОЯ СПЛАВА Д16АТ ПРИ УСТАЛОСТИ

Изучена взаимосвязь процессов эволюции деформационного рельефа сплава Д16АТ при циклическом нагружении. Обсуждается возможность прогнозирования предельного состояния материала в ходе процесса усталости с использованием параметра деформации поверхностного слоя

Введение

В современном материаловедении деформируемое твердое тело рассматривается как многоуровневая иерархически организованная система. Во время его пластического течения происходит эволюция локальной потери сдвиговой устойчивости на нано-, микро-, мезо- и макромасштабном уровнях. Поверхностный слой металла имеет наименьшую сдвиговую устойчивость. Поэтому пластическое течение начинается раньше и развивается более интенсивно по сравнению с объемом материала на поверхности материала [1]. Как следствие, поверхностный слой играет важную функциональную роль в зарождении и генерации в объеме материала всех видов деформационных дефектов. Известно, что наибольшая роль поверхностного слоя в деформации и разрушении материала наблюдается при циклическом нагружении [2]. В реальных конструкциях при их знакопеременном нагружении в упругой области поверхностный слой материала деформируется пластически. Необходимость совместности деформации пластически деформируемого поверхностного слоя и упруго нагруженной подложки обусловливает развитие в поверхностном слое деформационной мезоскопической субструктуры, которая проявляется в образовании неровностей на поверхности материала [3].

Образование деформационного рельефа на поверхности плакируемых алюминиевых сплавов открывает возможность количественной оценки накопленного усталостного повреждения по интенсивности формирования и размерным параметрам рельефа. Такая оценка может быть выполнена путем анализа изображений поверхности, полученных при большом увеличении под микроскопом. Однако оптическая микроскопия, дает лишь качественную информацию о деформационном рельефе поверхности. Чего не достаточно для прогнозирования остаточной долговечности и накопленного усталостного повреждения. Количественную характеристику рельефа можно получить с использованием оптического интерференционного профилометра «Micron-alpha» [4], разработанного на кафедре конструкции летательных аппаратов Национального авиационного университета. Чувствительность профилометра позволяет решить задачу количественной оценки изменений геометрии поверхности образцов или деталей при усталости [5].

В настоящей работе приведены результаты изменения деформационного рельефа поверхности, полученные с помощью прибора «Micron-alpha» при проведении усталостных испытаний алюминиевого сплава Д16АТ.

Методика и результаты исследований

Объектом исследования являлись полированные образцы дюралюминиевого сплава Д16АТ. Полирование осуществлялось вручную алмазной пастой зернистостью 3-4 мкм. Геометрические размеры образца приведены на рис.1

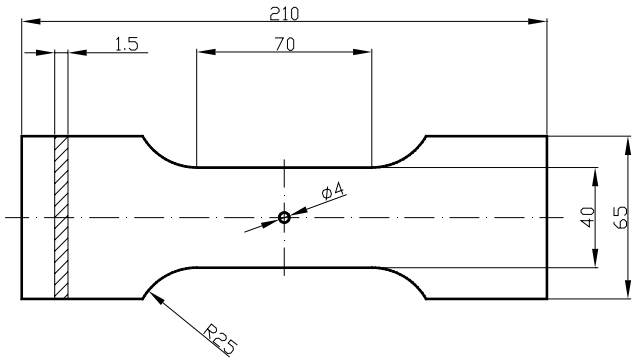


Рис.1. Испытываемый образец

Циклическое нагружение образцов производилось на сервогидравлической установке BiSS Bi00-202V в условиях отнулевого цикла с частотой 12 Гц. В архитектуру испытательной машины заложен принцип цифрового управления, который обеспечивает поддержание обратной связи с оператором в каждый момент времени. Эта особенность позволяет использовать адаптивный контроль как по нагрузке, так и по перемещению штока нагружателя при стационарном и случайном нагружении. Информация из каналов силоизмерителя и штока нагружателя с определенной оператором дискретностью сохраняется в цифровом виде на компьютере.

Значение номинального напряжения в замеряемом сечении (поперечная ось симметрии образца на рис.1.) составляло σ_H=60 МПа; σ_H=100 МПа. σ_H=150 МПа.

Периодически образец снимался и с использованием интерференционного нанопрофилометра «Micron-Alpha» производился замер рельефа поверхности. Увеличение изображения составляло ×500. При таком увеличении отчетливо различаются особенности топографии поверхности.

Замеряемый участок находится на расстоянии 100 мкм от края концентратора в перпендикулярном по отношению к линии нагружения направлении и представляет собой две площадки размерами 225×170 мкм. Удаление контролируемой зоны на 100 мкм необходимо для того, чтобы избежать влияния навалов, которые могут образоваться при сверлении отверстия. Первая площадка размещена строго по оси симметрии, а вторая - прилегает к первой и смещена вдоль оси нагружения. Таким образом, контролируемая зона представляет собой площадку общим размером 225×340 мкм (рис. 2 а).

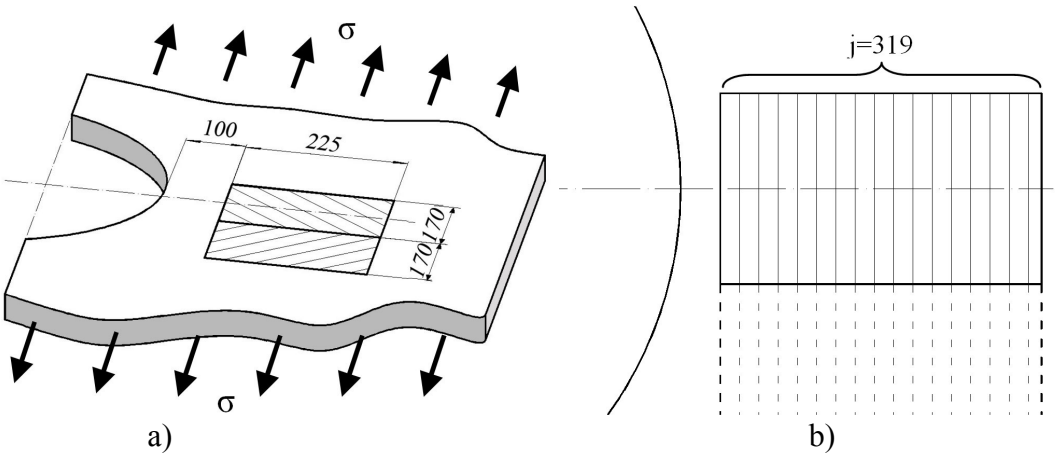


Рис.2. Схема зоны мониторинга: a) расположение площадок контролируемой зоны относительно концентратора; b) разбиение площадки на полосы.

В качестве параметра наблюдения изменения рельефа была выбрана площадь поверхности контролируемого участка, которая рассчитывалась из массива данных,

полученного при сканировании с использованием универсальной программной среды MatLab.

Каждая площадка представляет собой массив данных размером 320×240. Каждой точке этого массива соответствует значение, являющиеся высотой рельефа поверхности. Для абсолютно гладкого образца высота в каждой точке будет одинаковой. На рис. 3 показано графическое представление участка 3-х мерного массива. Площадь поверхности определяется суммированием площадей элементарных фигур – треугольников (рис.3). Причем для возможности анализа изменения рельефа с увеличением наработки по удалению от концентратора площадка разбивалась на 319 полос длиной 170 мкм и шириной 0,7 мкм (рис.2 b).

$$A_i = \sum_{1}^{j=319} S_j \qquad (1)$$

где A_i – площадь поверхности после i-той наработки, мкм^2;

S_j- площадь j-той полоски, мкм^2.

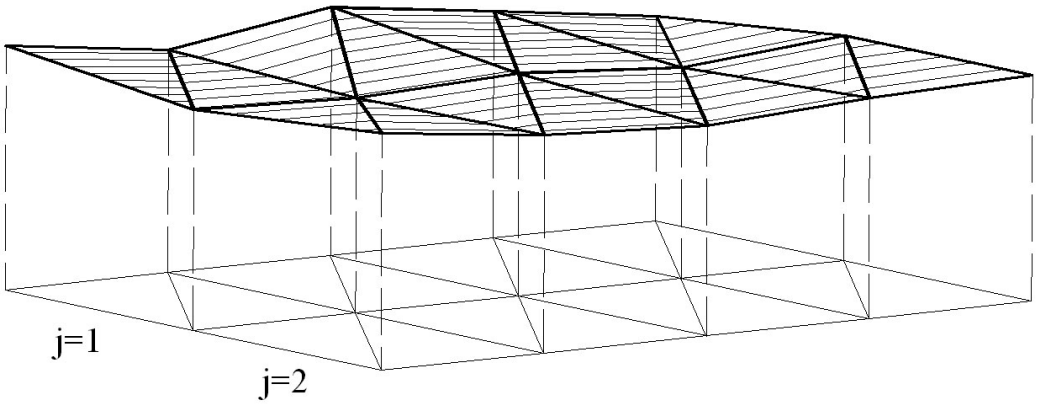


Рис.3. Разбитие поверхности на элементарные площадки

Для определения остаточной пластической деформации поверхности ε используется формула:

$$\varepsilon = \frac{A_i - A_0}{A_0} \qquad (2)$$

где A_0 – площадь поверхности контролируемого участка при нулевой наработке.

A_i – площадь поверхности после i-той наработки.

Циклическое нагружение приводит к формированию и развитию на поверхности плакирующего слоя деформационного рельефа в виде локальных участков выхода дислокаций на поверхность, что приводит к изменению рассеивания света и формированию темных участков на оптической картинке (рис.4).

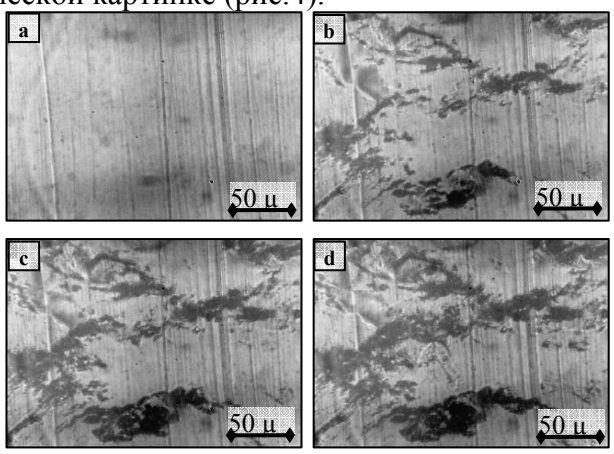


Рис.4. Изменение поверхности рельефа с наработкой:
a) N=0 циклов; b) N=20 000 циклов; c) N=40 000 циклов; d) N=60 000 циклов.

Результаты замеров изменения рельефа поверхности, выраженные зависимостью деформации ε от относительной наработки (наработки, отнесенной к общему числу циклов до образовывается трещины длиной 0,5 мм) представлены на рис.5.

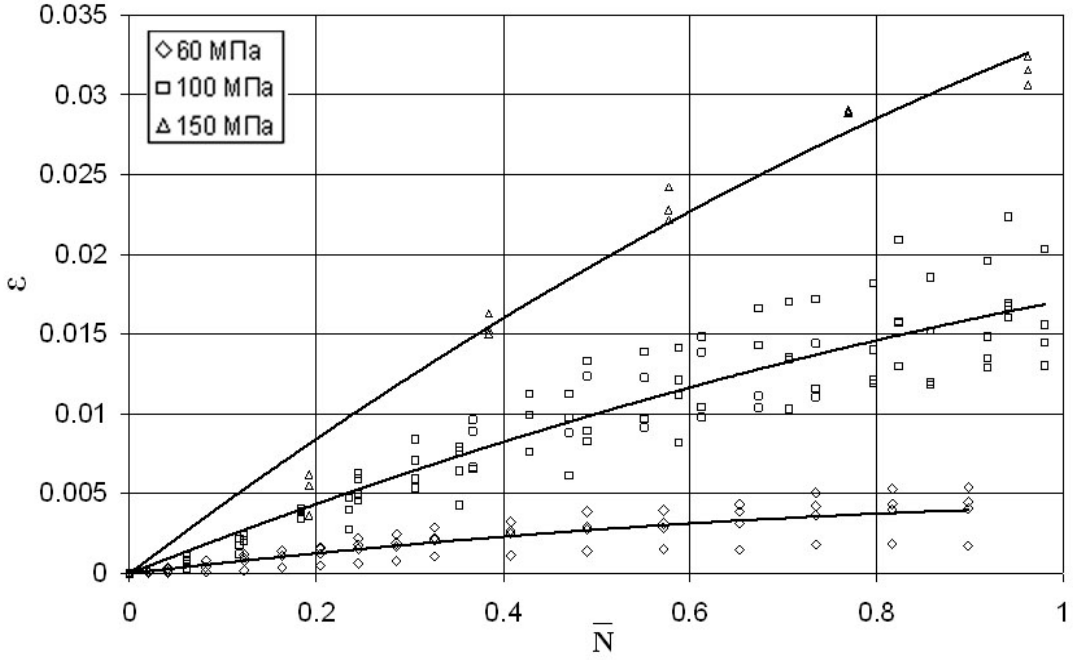


Рис. 5. Граифк зависимости изменения пластической деформации от относительной наработки

Из полученных зависимостей видно, что интенсивность изменения деформации поверхности зависит от напряжений. Накопленная пластическая деформация при напряжениях σ_H=60 МПа и σ_H=150 МПа напряжений отличается в шесть раз. Эта особенность позволяет решать прямую (определение времени достижения граничного состояния) и обратную (определение напряжения, при котором работала деталь до достижения граничного состояния) задачи прогнозирования ресурса.

Вывод

Анализ интенсивности формирования рельефа на поверхности плакируемых алюминиевых сплавов выраженный через пластическую деформацию дает возможность проводить количественную оценку накопленного усталостного повреждения.

Литература

1. *Панин В.Е., Егорушкин В.Е., Панин А.В.* Физическая мезомеханика деформируемого твердого тела как многоуровневой системы. Физические основы многоуровневого подхода.//Физ.мезомех. - 2006. - Т.9. - №3. - С. 9-22.

2. *Терентьев В.Ф.* Усталость металлических материалов. - М.: Наука. - 2003. - 253с.

3. *Елсукова Т.Ф., Панин В.Е.* Эволюция структурных уровней деформации и самоорганизация мезоскопической субструктуры в поликристаллах. // Изв.АН. Металлы. -1992. - №2. - С. 73-78

4. *Игнатович С.Р., Карускевич О.М., Закиев И.М., Закиев В.И.* Диагностика усталостной поврежденности методом бесконтактной регистрации поверхностного рельефа объектов в нанометрическом диапазоне. // Матер. 13-й междунар. кофер. «Современ. методы и средства неразруш. контроля и тех. диагностики», (Ялта, 3.11.2005), – С. 80-82.

5. *Игнатович С.Р. , Закиев И.М. ,. Закиев В.И.* Контроль качества поверхности деталей с использованием бесконтактного профилометра / Авиационно-космическая техника и технология: Вып. 8 (34) - Харьков: ХАИ, 2006 – С. 20-22.

УДК 539.43:669.717

А.И. Радченко, кандидат технических наук,
В.М. Пантелеев, С.С. Юцкевич
(Национальный авиационный университет, Украина)

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ОБОСНОВАНИЕ СИНЕРГЕТИЧЕСКОЙ ДИСКРЕТНО-ВЕРОЯТНОСТНОЙ МОДЕЛИ УСТАЛОСТИ МЕТАЛЛОВ И СПЛАВОВ

Рассмотрены результаты исследований, выполненных в последнее время и направленных на обоснование новой синергетической дискретно – вероятностной модели усталости металлов и сплавов

Методика и результаты исследований

Ниже рассмотрены результаты исследований процесса усталости алюминиевого сплава Д16Т при двухступенчатом режиме нагружения, которые использовались для обоснования синергетической дискретно – вероятностной модели усталости металлов и сплавов [1]. Указанная модель является дальнейшим развитием ранее предложенной дискретно-вероятностной модели [2].

Объект исследования - полированные образцы дюралюминиевого сплава Д16Т без плакирующего слоя. Размер образцов составляет 125×10×1,0 мм (рис.1.). Циклическое нагружение образцов производилось на испытательной машине в условиях консольного симметричного изгиба с частотой 25 Гц при напряжении в рабочей части 159 МПа.

На первой ступени нагружения гладкий полированный образец предварительно нагружался в течении $\mathbf{n_1}$ циклов. Это соответствует диапазону разрыва диаграммы усталости (рис.2.) [3]. Особенности поведения металлов в этой области подробно рассмотрены в [4].

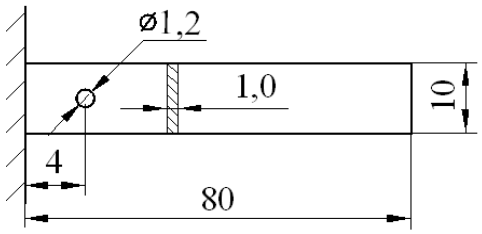


Рис.1. Испытываемый образец

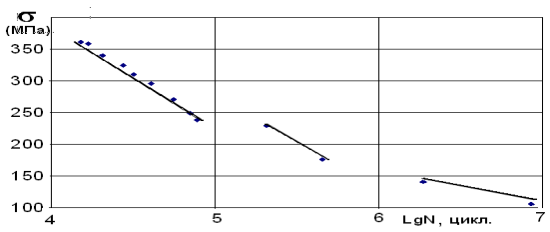


Рис.2. Диаграмма усталости Д16АТ

После предварительного нагружения в образце выполнялось сверление отверстия диаметром 1,2 мм, что приводит к местному повышению напряжений в зоне концентратора. Испытания продолжались при той же деформации образца до полного разрушения через $\mathbf{n_2}$ циклов (остаточная долговечность).

Результаты испытаний приведены на рис. 3 (база испытаний $\mathbf{n_2}$=2 000 000 цикл.).

Отмечается очень большое рассеяние остаточной долговечности. Это особенность работы материала в области разрыва диаграммы усталостного разрушения [4].

С помощью специальной статистической методики, полученные экспериментальные данные были разделены на две группы.

Первая группа (▲) соответствует результатам испытаний образцов, которые в момент изменения режима испытаний находились в упрочненном состоянии, о чем свидетельствует увеличенная величина остаточной долговечности (*всплеск остаточной долговечности*). Это указывает на прохождение точки бифуркации процесса усталости на наноуровне – по определенной кристаллографической плоскости.

О всплесках остаточной долговечности в научной литературе нами было впервые сообщено в 1982 г. [2].Было показано, что эти высокочастотные дискретные всплески образуют несколько ***серий*** [3], которые, в свою очередь, составляют *каскад серий* (рис.4). На

рисунке показано шесть серий.

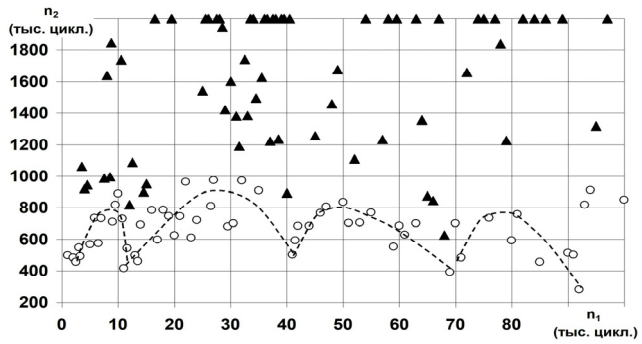


Рис.3.Результаты двухступенчатых испытаний

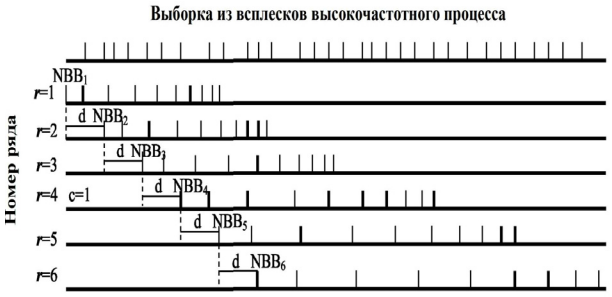


Рис. 4. Схема образования каскада серий всплесков при усталости

Положение первого всплеска в каждой серии – NBB_r зависит от исследуемого металла или сплава и уровня циклических напряжений. Остальные всплески в серии располагаются в соответствии с рекуррентным соотношением, предложенным В.С. Ивановой [5]

$$N_1(i) \Big/ N_1(i+1) = \Delta^{1/2^{i-1}} \qquad (1)$$

Оно основано на использовании универсальной постоянной разрушения металла

$$\Delta = \frac{L}{H_0} \cdot \frac{G}{E}, \qquad (2)$$

где L – скрытая теплота плавления;

H_0 – изменение теплосодержания при нагреве от 0 К до температуры плавления;

E и G – модули упругости и сдвига при 0 К.

У алюминия $\boldsymbol{\Delta} = 0{,}225$. Первые три члена ряда равны: 0,474; 0,688; 0,83.

При анализе экспериментальных данных мы располагаем выборкой всплесков высокочастотного процесса (см. рис. 4). Наличие определенной закономерности в положении всплесков в виде выражения (1) значительно облегчает задачу их идентификации. С этой целью была создана специальная программа идентификации "Поиск". Кроме того в настоящее время методика анализа дополнена корреляционным методом выявления всплесков.

В последние годы в НАУ были выполнены работы, направленных на изучение физической природы обнаруженного эффекта возникновения осцилляций (всплесков) остаточной долговечности. Для этого были проведены исследования изменения микротвердости квазимонокристаллических образцов из алюминиевого сплава АД-1. Размеры специально выращенных зерен колебались в пределах 13…30 мм [6]. При измерении микротвердости различных зерен в процессе циклического нагружения также были обнаружены всплески её величины. Было установлено наличие зависимости между величиной касательных напряжений, действующих в каждой кристаллографической плоскости и числом циклов до возникновения очередного всплеска. Это позволило сделать вывод о том, что возникновение всплесков физико-механических свойств образца (микротвердости, остаточной долговечности и др.) связано с протеканием актов пластической деформации на наноуровне – по различно ориентированным кристаллографическим плоскостям кристаллов в точках бифуркации процесса усталости. Вторая группа экспериментальных точек (○) соответствует результатам испытаний образцов, которые в момент изменения режима испытаний *не находились* в упрочненном состоянии. Совокупность указанных точек характеризует определенный *низкочастотный процесс усталости*. Он обусловлен эволюцией металла на мезо - и макроуровнях, которая приводит к возникновению ряда стадий процесса усталости, которые достаточно подробно исследованы многими авторами [4].

Результаты, показанные на рис. 3, позволяют в обследованном диапазоне наработок (от 0 до 92 тыс. циклов) выделить четыре стадии эволюции металла. На каждой стадии происходит сложное изменение остаточной прочности и других физико-механических характеристик сплава.

В качестве примера, на рис. 5 показано изменение остаточной долговечности $\mathbf{n_{2н}}$ в диапазоне предварительных наработок $\mathbf{n_{1н}}$ от 68 до 92 тыс. циклов (четвертая стадия) после выделения точек всплесков.

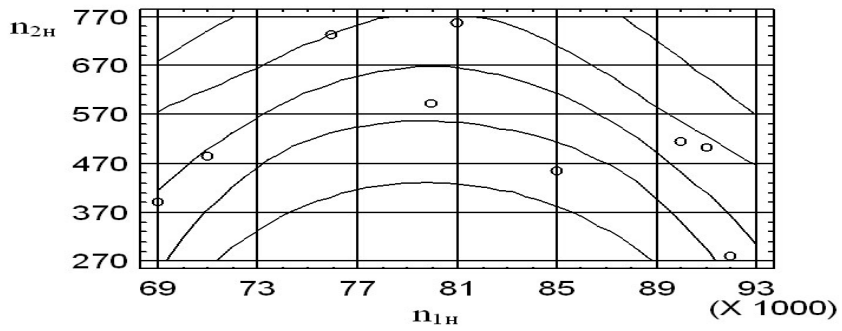


Рис. 5. Изменение остаточной долговечности $n_{2н}$ на IV стадии низкочастотного процесса усталости

С помощью статистического регрессионного анализа были получены полиноминальные корреляционные уравнения зависимости остаточной долговечности, обусловленной протеканием низкочастотного процесса усталости $\mathbf{n_{2н}}$ на мезоуровне (см. пунктирную линию на рис. 3) от предварительной наработки. Они имеют вид:

$$n_{2\,н} = a + b \cdot n_{1н} + c \cdot n_{1н}^2 \qquad (4)$$

Проведение двухступенчатых испытаний при циклических нагрузках для получения диаграмм $n_2 = f(n_1)$ требует большого времени и финансовых затрат. Этот метод практически неприменим при определении текущего состояния конструкции в эксплуатационных условиях. Поэтому в описываемых исследованиях параллельно с механическими испытаниями проводились измерения некоторых физико-механических характеристик сплава неразрушающими методами. Одним из подобных методов является измерение микротвердости. Он широко применялся многими исследователями.

Измерения микротвердости H_V^0, H_V^1 производились перед началом испытания и перед моментом перехода на вторую ступень нагружения (сверление отверстия). Измерения производились в точке, где затем сверлилось отверстие. Они повторялись 15 раз, что позволяло обрабатывать полученные данные статистическими методами.

Установлено, что микротвердость H_V^1, не коррелирует с остаточной долговечностью $\boldsymbol{n_{2в}}$ в случае возникновения ее всплеска. Однако наблюдается достаточно тесная корреляционная связь между характеристиками микротвердости и величиной остаточной долговечности $\boldsymbol{n_{2\,н}}$, обусловленной протеканием низкочастотного процесса усталости на мезоуровне. Это позволило для каждой стадии эволюции получить множественные корреляционные уравнения типа:

$$n_{2\,н} = A + B \cdot n_1^2 + C \cdot n_1 + D \cdot S\left(H_v^0\right) + E \cdot S\left(H_v^1\right) + F \cdot M\left(H_v^0\right) + G \cdot M\left(H_v^1\right) \qquad (5)$$

где A, B, C, D, E, F, G – коэффициенты множественного корреляционного уравнения;

$S\left(H_v^0\right)$, $M\left(H_v^0\right)$ – среднее значение и среднеквадратическое отклонение микротвердости перед началом испытаний соответственно;

$S\left(H_v^1\right)$, $M\left(H_v^1\right)$ - среднее значение и среднеквадратическое отклонение микротвердости после предварительной наработки $\boldsymbol{n_1}$ соответственно.

В табл.1 приведены значения характеристик корреляционных связей между $\boldsymbol{n_{2\,н}}$ и параметрами микротвердости при низкочастотном эволюционном процессе усталости на различных стадиях.

Таблица 1

Характеристики корреляционных связей между $n_{2\,н}$ и параметрами микротвердости при эволюционном процессе усталости на различных стадиях.

Коэффициенты уравнения (5)	№ стадий (границы стадий, тыс. цикл.)			
	I (2,5-11)	II (11-41)	III (41-69)	IV (69-92)
	Значение коэффициентов			
A	-229,81	-1337,85	-3603,59	-11040,7
B	-0,00001	-0,0000025	-0,0000011	-0,0000014
C	0,166326	0,115373	0,10502	0,222689
D	3,60121	-1,26478	4,29924	0,421586
E	0,842723	-1,71044	-0,947158	1,32206
F	0,718879	0,903081	1,30531	2,30879
G	-0,720143	0,133949	0,150953	0,153804

Таким образом, существует взаимосвязь между параметрами микротвердости и остаточной долговечностью, которая обусловлена эволюционными низкочастотными процессами усталости (о чем свидетельствует статистики r^2 для каждой стадии).

Однако, микротвердость не дает возможности изучать высокочастотные процессы, протекающие на наноуровне в поликристаллическом сплаве, которые приводят к возникновению всплесков остаточной долговечности.

Выводы

Процесс усталости металлов можно рассматривать как композицию двух процессов: высокочастотного – происходящего на наноуровне и низкочастотного – на мезо - и макроуровнях.

Высокочастотный процесс обусловлен прохождением точек бифуркации процессов усталости в различных кристаллографических плоскостях. Он характеризуется появлением всплесков остаточной долговечности, положение которых описывается рекуррентным отношением В.С.Ивановой. Их невозможно определить путем измерения микротвердости поликристаллических сплавов. Это делает практически невозможным определение текущего значения остаточной долговечности при разовом измерении микротвердости образца или детали.

Низкочастотный процесс связан с эволюционным стадийным изменением микроструктуры материала при усталости. Его характеристики коррелируют с микротвердостью.

Стадии низкочастотного процесса завершаются падением остаточной долговечности до минимального уровня. Остаточная долговечность при этом составляет 30-40% исходной долговечности образца.

Литература

1. *Радченко А.И., Пантелеев В.М., Юцкевич С.С.* Процесс усталости сплава Д16Т на различных масштабных уровнях эволюции. // Труды пятого международного междисциплинарного симпозиума. "Прикладная синергетика в нанотехнологиях". - М.: МАТИ, 2008,- С. 383-388.

2. *Радченко А.И.* Дискретно-вероятностная модель выработки ресурса деталей и элементов конструкций. // Вопросы эксплуатационной долговечности и живучести конструкций летательных аппаратов. Киев:1982.- С.3-12.

3. *Радченко А.И., Кабесас А.Х.М.* Полная диаграмма точек бифуркаций процесса усталости алюминиевого сплава Д16. // Металлофизика и новейшие технологии. – 1998.- 20, № 5. - С. 72 – 80.

4. *Шанявский А.А.* Моделирование усталостных разрушений металлов. Синергетика в авиации. – Уфа: Монография, 2007. – 500 с.

5. *Иванова В.С.* Терентьев В.Ф. Природа усталости металлов.–М.: Металлургия, 1975. - 456с

6. *Радченко А.И., Корчук Е.Ю.* Измерение микротвердости как способ исследования дискретных процессов при усталости монокристаллов // Авиационно-космическая техника и технология. - Харьков: ХАИ, 2002. - Вып.34. - С. 181-185.

УДК 629.735.083.06 (0.46)

С.О. Дмитрієв, доктор технічних наук, О.Г. Кучер, доктор технічних наук,
О.В. Попов, кандидат технічних наук, І.А. Слєпухіна, кандидат фізико-математичних наук
(Національний авіаційний університет, Україна)

ВИКОРИСТАННЯ ШТУЧНОГО ІНТЕЛЕКТУ ПРИ ВИРІШЕННІ ЗАВДАНЬ ДІАГНОСТУВАННЯ АВІАЦІЙНИХ ГАЗОТУРБІННИХ ДВИГУНІВ

Розглянуто результати використання методу нейромережевої класифікації при побудові портрету станів проточної частини авіаційного газотурбінного двигуна, спрямованого на вирішення завдань параметричного оцінювання технічного стану турбокомпресору на прикладі турбореактивного двоконтурного двигуна АІ-25

Спроектовані на даний час авіаційні газотурбінні двигуни (ГТД) вимагають удосконалення існуючих та розробки нових методів оцінки технічного стану (ТС) проточної частини (ПЧ) із глибиною діагностування до конструктивного вузла.

Дотримуючись гіпотези про те, що найбільш ймовірним є виникнення несправності в якому-небудь одному конструктивному вузлі ПЧ ГТД, завдання діагностування такого складного динамічного об'єкту як ГТД, вирішуються за допомогою формальних алгоритмів і моделей [1-4].

Проте, в експлуатації відбувається інша картина локалізації несправності з властивою їй деякій спільності прояву в одному і одночасно декількох конструктивних вузлах, дане явище було проаналізоване при проведенні аналізу конструктивно-експлуатаційних властивостей ряду турбореактивних двоконтурних двигунів (ТРДД) [5, 6]. Дане явище значно утрудняє процес визначення технічного діагнозу і викликає деякі сумніви щодо його міри вірогідності, оскільки багато несправностей можуть виявлятися по різному, а несправності різного ступеня значущості можуть мати зрештою – однакові ознаки. Слід зазначити, що значення параметрів робочого процесу кожного справного двигуна носить індивідуальний характер, а дана сукупність параметрів є основою для формування бази даних про ТС, слід також відзначити, що наявність багатовальної схеми двигуна призводить до збільшення числа контрольованих параметрів і незалежних чинників; ускладнення схеми двигуна призводить до істотного зниження впливу несправності (для двохвальних ТРДД – в 2 рази, а для трьохвальних ТРДД в 5-10 разів) [7]; результати досліджень, викладені в роботі [8] отримані без урахування спільно пошкоджених конструктивних вузлів ПЧ. Вплив цих чинників, головним чином, позначається на вірогідності діагнозу. Як наслідок, все вище наведене призводить до певних складнощів при проектуванні нових автоматизованих (експертних) систем діагностування ТРДД.

Найбільш перспективною є розробка складних систем з використанням при цьому наступних методів: нейронних, лінгвістичних та методів нечітких множин [9]. Пріоритетність вибору нейромережевої (НМ) класифікації обумовлена такими властивостями НМ, як самонавчання, універсальність, здатність апроксимувати функції, що обчислюються, висока надійність, стійкість до негативних зовнішніх впливів. Вони спроможні самостійно витягати знання з даних у процесі навчання, а також здатні вирішувати деякі оптимізаційні завдання [10].

Процес створення, корегування й налагодження НМ досить складний. Основні етапи створення НМ включають наступні кроки: формування архітектури (вибір типу мережі, кількості шарів, тип нейронів у шарі); навчання із використанням відповідних алгоритмів; оцінка адекватності навченої мережі даним, що використовувались при її навчанні [11]; рівень узагальнення, методи корегування мережі.

Якщо НМ досить адекватно описує навчальні дані, то необхідно визначити рівень узагальнення мережі шляхом перевірки гіпотези, що НМ добре описує не тільки дані, що використані як навчальні, але й всі можливі випадки. Після досягнення необхідного рівня

адекватності НМ необхідно ще один раз проконтролювати на перевірочному наборі даних. Цей набір повинен використатися не більше одного разу. Таким чином, для створення й навчання нейронної мережі необхідно мати три набори вхідних даних: навчальний, тестовий і перевірочний.

Кожен із цих наборів повинен досить повно характеризувати поведінку об'єкта діагностування в розглянутих класах ТС. Проводимо навчання мережі за допомогою подачі на вхід векторів діагностичних ознак (ДО) у першому випадку та параметрів, що реєструються, у другому, використовуючи при цьому одну з існуючих процедур навчання параметри нейронів, а саме: вагові коефіцієнти входів та зрушення змінюються таким чином, щоб мінімізувати різницю між відгуком мережі (вектор, що складений із сигналів нейронів вихідного шару) і вектором цілей навчання. Вектор навчання може бути складений з набору нулів й одиниць. У цьому наборі положення одиниць представляє номер класу, до якого належить ТРДД із параметрами поточного вектора вхідних параметрів, при цьому обрана функція активації tansig.

Оскільки, передбачається, що пропонований метод оцінки ТС ГТД буде використовуватися в умовах реальної експлуатації в інтегрованому із бортовою системою діагностування та контролю варіанті використовуючи при цьому дані, отримані від бортових цифрових накопичувачів за результатами випробування двигуна на землі, при проведенні контрольно – здавальних або контрольно – приймальних роботах на авіаремонтному підприємстві, що дає змогу отримати таки репрезентативну вибірку, то початкові дані (вибірки) для завдань класифікації формувалися на основі обраних ДО для кожного полягання в наступній послідовності і кількості: 60 точок – справний стан та по 20 точок для кожної комбінації щодо несправного стану. Отримання статистики для навчальної вибірки здійснювалося з використанням нормального закону розподілу, а перевірочна вибірка визначена по рівномірному закону, при чому з великим в два рази розкидом параметрів. На рисунку 1 представлена схема з основними етапами проведення комп'ютерного моделювання, згідно з рекомендаціями, викладених у роботах [5, 6, 11].

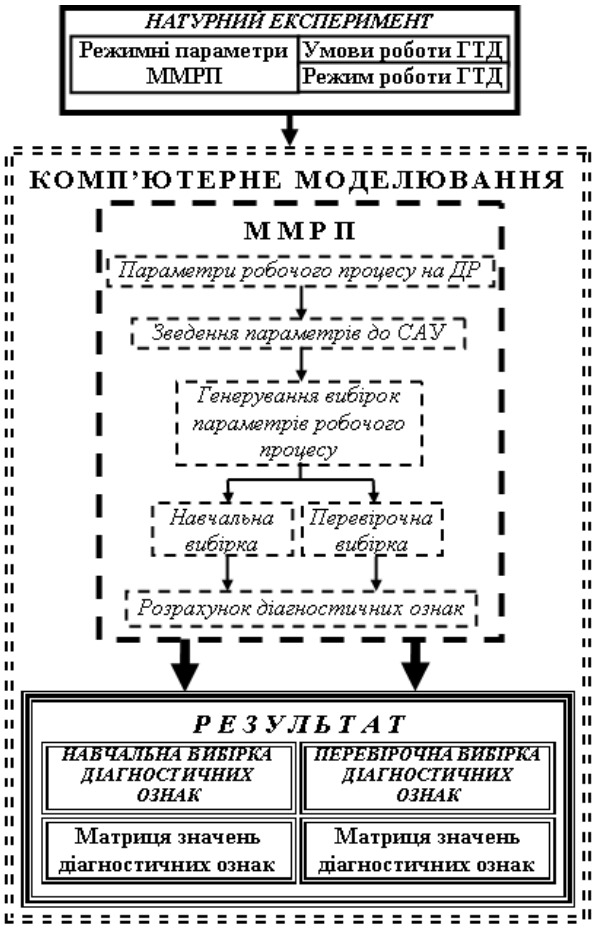


Рисунок 2 – Схема проведення комп'ютерного моделювання

Основою цього алгоритму є математична модель робочого процесу двигуна у вигляді програмованих модулів. Вхідними даними у цьому випадку є результати проведених натурних досліджень, більш детальніша інформація представлена в роботах [6]. В результаті було отримано дві діагностичні матриці розміром $m \times n$, де m це загальна кількість точок у відповідності до комбінації технічного стану і дорівнює 360, а n - кількість обраних діагностичних ознак що дорівнює 14. На рисунку 2 продемонстровано зміну значення питомої тяги Рпит в залежності від ТС та комбінації стану двигуна, що досліджувався.

Для підвищення якості розпізнавання й посилення інформативності ознак можна використовувати алгоритм контрастування або методи факторного аналізу (ФА). Методи ФА дозволяють здійснити факторне перетворення початкових ознак тобто знайти так .звані головні фактори (компоненти) F_j як лінійні

комбінації початкових ознак X_i

$$F_j = \sum_{i=1}^{n} \alpha_{ji} X_i, \quad \sum_{i=1}^{n} \alpha_{ji}^2 = 1,\ j = \overline{1,n}, \tag{1}$$

Якщо розглядати простір спостережень як багатовимірну область, розмірність якої збігається з кількістю ознак об'єкта спостережень, то це перетворення є спробою знаходження деяких ортогональних осей, уздовж яких концентруються спостереження. Виділення осей проводяться з урахуванням максимуму дисперсії розсіювання ознаки. Залишаючи ті осі, на частку яких перепадає суттєвий відсоток загальної дисперсії, можна одержати простір спостережень меншої розмірності, хоча й більш інформативно насичений.

Визначення коефіцієнтів α_{ji} ґрунтується на знаходженні власних чисел і власних векторів кореляційної матриці R початкових ознак

$$RF = \lambda F. \tag{2}$$

Власний вектор з номером *j* являє собою набір коефіцієнтів $A_j = \{\alpha_{j1}, \alpha_{j2}, ..., \alpha_{jn}\}$, а відповідне йому власне число λ_j дорівнює дисперсії компонент. При цьому сума дисперсій головних компонент $S_i'^2, i = \overline{1,n}$, і сума дисперсій початкових ознак $S_i^2, i = \overline{1,n}$, рівні між собою. Отже, початкова закладена у даних сумарна варіабельність при переході до нових змінних не змінюється, а лише перерозподіляється. Окрім того, нові змінні (головні фактори (ГФ)), на відміну від початкових ознак, набувають таку цінну властивість, як відсутність кореляції поміж собою.

На рисунку 3 наведено матрицю початкових вхідних даних, та матрицю ГФ. З рисунку 3 б) чітко видно розподіл перших двох чинників за контурами ТРДД що досліджувався. Головні компоненти визначаються за початковою інформацією однозначно, але змістовно інтерпретувати модель головних компонент не завжди можливо [5].

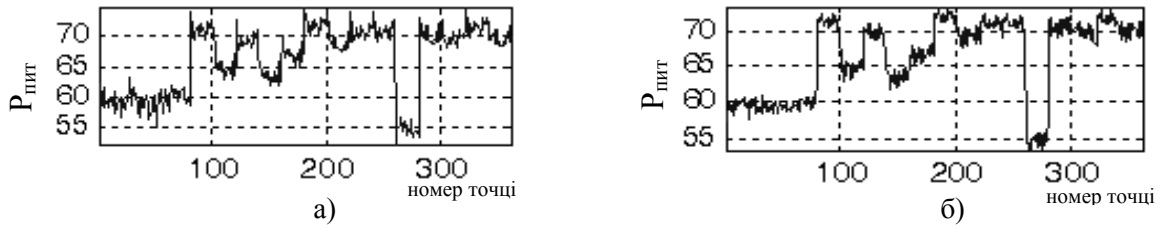


Рисунок 2 – Зміна значень $P_{пит}$ в результаті проведеного комп'ютерного моделювання:
а) – навчальна вибірка; б) – перевірочна вибірка

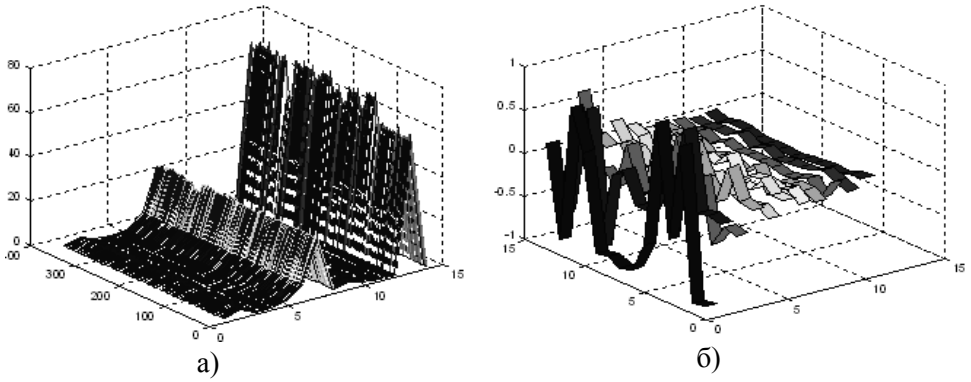


Рисунок 3 – Результат факторного аналізу:
а) – матриця початкових даних;
б) – матриця головних факторів

З урахуванням значущості ГФ було проведено чергову апробацію нейромережевої

класифікації ТС двигуна та отримано більш прийнятні результати розпізнавання. Результати оцінки технічного стану ТРДД що досліджувався наведено на рисунку 4.

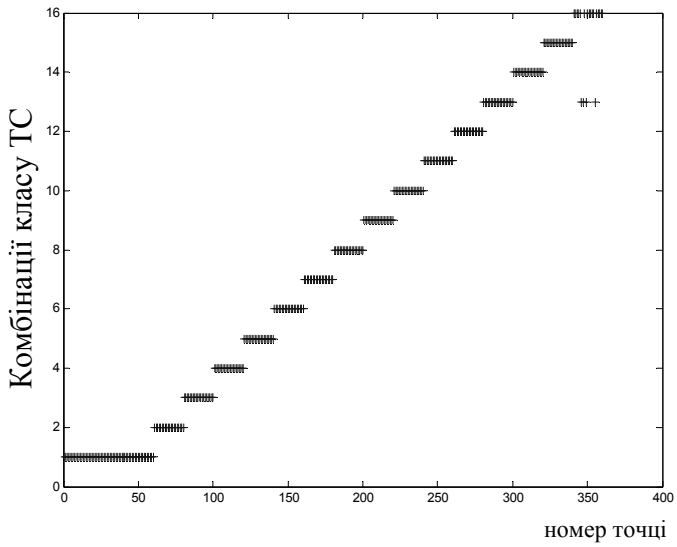


Рисунок 4 – Результати розпізнавання з використанням методу НМ

В якості висновку слід зазначати наступне: розроблена архітектура нейронної мережі, визначено основні структурні елементи мережі, алгоритм навчання та розпізнавання, обрано функцію активації нейронів в шарах, на підставі чого проведено апробацію результатів модельного експерименту спрямовану на оцінку ТС ТРДД з урахуванням спільно пошкоджених конструктивних вузлів ПЧ.

Нейромережева класифікація ТС має більшу вірогідність ніж класичні методи розпізнавання образів. Однак це стосується випадку, коли двигун що досліджувався мав підвищений рівень контролепридатності. Парк ТРДД якій експлуатується на даний час відрізняється низьким рівнем контролеприданості, тому необхідно вести подальші дослідження з метою підвищення технічного діагнозу при оцінки ТС з використанням НМ методу класифікації.

Список літератури

1. *Ахмедзянов А.М., Дубравский Н.Г., Тунаков А.П.* Диагностика состояния ВРД по термогазодинамическим параметрам. – М.: Машиностроение, 1983. – 206 с.

2. *Биргер И.А.* Техническая диагностика. – М.: Машиностроение. – 1978. –240 с.

3. *Фор А.* Восприятие и распознавание образов. – М.: Машиностроение. – 1989. –272 с.

4. *Добродеев И.П., Червонюк В.В., Чигрин В.С., Беляков С.А.* Общие принципы диагностирования ГТД с использованием ядерних нейронных сетей // Авиационно-космическая техника и технология. – 2008. – № 9(56). – С. 177-184.

5. *Кучер О.Г., Дмитрієв, С.О., Попов О.В., Тишкевич О.В.* Комплексний метод розпізнавання стану ТРДД з використанням нейронних мереж та методів розпізнавання образів // Авиационно-космическая техника и технология. – 2008. – № 10 (57). – С. 51-61.

6. *Кучер А.Г., Дмитриев С.А., Попов А.В.* Определение технического состояния ТРРД по данным экспериментальных исследований с использованием нейронных сетей и методов распознавания образов. // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2007.- № 10 (46). С. 153-164.

7. *Епифанов С.В., Кузнецов Б.И., Богаенко И.М. и др.* / Синтез систем управления и диагностирования газотурбинных двигателей – К.: Техника, 1998. – 312 с.

8. *Дмитриев С.А., Кулик Н.С., Моисеев Б.М.* Диагностирование ГТД на переходных режимах его работы по комплексам газодинамических параметров //Промышленная теплотехника.– К.: – 1996. – Т.18. – №6. – С. 43-51.

9. *Бурау Н.И., Тяпченко А.Н., Зажицький А.В.* Классификация состояния объекта виброакустической диагностики с использованием нейротехнических сетей // Авіаційно-космічна техніка і технологія. –Х.: ХАИ. – 2002. – Вип.31. – С. 181-185.

10.*Дубровин В.И., Субботин С.А., Богуслаев А.В., Яценко В.К.* Интеллектуальные средства диагностики и прогнозирования надежности авиадвигателей: Монография.- Запорожье: ОАО “Мотор-Сич”, 2003. –279 с.

11. *Кучер О.Г., Якушенко О.С., Сухоруков В.Ю.* Розпізнавання технічного стану авіаційних ГТД з використанням нейронних мереж // Вісник двигунобудування. – 2002. – № . – С. 101-106.

УДК 620.179.1

М.В. Карускевич, С.В. Щепак
(Національний авіаційний університет, Україна),
О.М. Берднікова
(Інститут електрозварювання ім.Є.О. Патона, Україна)

СТРУКТУРНА ПОШКОДЖУВАНІСТЬ ПОВЕРХНЕВОГО ШАРУ НА СТАДІЇ ФОРМУВАННЯ ВТОМНОЇ ТРІЩИНИ

Представлено результати дослідження, спрямованого на розробку нового методу прогнозування живучості елементів авіаційних конструкцій, виготовлених з конструкційних алюмінієвих сплавів. Робота продовжує цикл теоретичних і експериментальних досліджень, які встановлюють зв'язок параметрів стану поверхні циклічно деформованих металів в зоні формування втомної тріщини з накопиченим втомним пошкодженням.
В якості індикатору стану матеріалу розглядається деформаційний рельєф поверхні. Основний кількісний параметр рельєфу – параметр пошкодження D, який визначає насиченість поверхні ознаками мікропластичної деформації.
Дослідження проведено методами: механічних випробувань, оптичної мікроскопії з комп'ютерним аналізом зображень, скануючої електронної мікроскопії.

Вступ

Процес втоми металів складається з двох основних періодів: а) інкубаційного, при якому формуються, розвиваються і послідовно змінюються дефектні структури, що призводить до формування тріщин втоми; б) періоду розповсюдження втомної тріщини до досягнення критичного стану, при якому метал не забезпечує несучої здібності конструкції. Існує значна кількість теоретичних моделей накопичення пошкодження, розрахункових методик і інструментальних методів кількісної оцінки пошкодження. Проте, складність умов навантажування авіаційних конструкцій, особливості конструкційних матеріалів, підвищені вимоги до надійності прогнозу довговічності, потребують додаткових робіт по розробці і впровадженню нових підходів.

Обидва періоди втоми супроводжуються формуванням і еволюцією деформаційного рельєфу поверхні в зоні локалізації пошкодження, що відкриває можливість оцінки стану матеріалу по параметрах рельєфу.

В останні роки в Національному авіаційному університеті проведено значний обсяг досліджень по вивченню закономірностей процесу пошкоджуваності поверхневого шару. Для опису деформаційного рельєфу було запропоновано новий параметр пошкодження, який обчислюється як відношення площі поверхні з ознаками деформаційного рельєфу к загальній площі поверхні, що контролюється [1]. Численні експерименти довели тісний кореляційний зв'язок між кількістю циклів навантажування та характеристиками циклу навантажування з однієї сторони і параметром пошкодження D – з іншої, що дає можливість прогнозувати залишкову кількість циклів навантажування при будь якому циклічному напрацюванні.

В роботах [2, 3] було показано, що точність прогнозу може бути суттєво підвищена шляхом застосування ще одного параметру – фрактальної розмірності кластерів деформаційного рельєфу. В зазначених вище роботах деформаційний рельєф розглядався як показник накопиченого втомного пошкодження на інкубаційній стадії втоми.

Проте, враховуючи, що на швидкість розповсюдження втомної тріщини впливають як режими навантажування, так і фізико-механічний стан металу, раціональним може бути підхід, при якому прогнозування кінетики втомних тріщин виконується з урахуванням стану поверхневого шару металу, зокрема, по деформаційному рельєфу поверхні в області локалізації пошкодження.

Методика дослідження

Досліджувались зразки, виготовлені з листового плакованого алюмінієвого сплаву Д-16АТ товщиною 1,5 мм. Для локалізації пошкодження зразки мали концентратор напруження – боковий надріз радіусом 2 мм.

Випробування проводились при синусоїдальному циклі навантажування частотою 11 Гц.. Максимальне напруження циклу складало 78,5МПа, мінімальне – 0МПа. В процесі навантажування проводився моніторинг стану поверхні в зоні імовірного виникнення тріщини, в кінчику тріщини і по берегах тріщини.

Контроль поверхні виконувався за допомогою оптичного металографічного мікроскопу ММР-4 збільшенням 300 і цифрової фото камери. В результаті автоматизованої компьютерної обробки цифрових зображень поверхні з деформаційним рельєфом визначалось поточне значення параметру пошкодження D. Параметр D вказує на насиченість поверхні ознаками мікро пластичної деформації.

Електронно-мікроскопічне дослідження проводилось на мікроскопі СЕМ-515 фірми «Pfilips».Вивчалась поверхня руйнування в області зародження втомної тріщини.

Результати електронно-мікроскопічного дослідження

Припущення про зв'язок кінетики руйнування з рівнем структурної пошкоджуваності поверхні металу може бути доведеним лише за умови формування втомної тріщини саме в поверхневому шарі. В зв’язку з цим проведено детальне електронно-мікроскопічне дослідження поверхні руйнування.

На рис. 1 стрілками показано імовірне місце зародження тріщини – поблизу концентратору з сторони плакуючого шару. Наявність одного очага обумовлена низьким рівнем концентрації напружень. Відомо, що в випадку збільшення локальних напружень збільшується і кількість потенційних активних очагів.

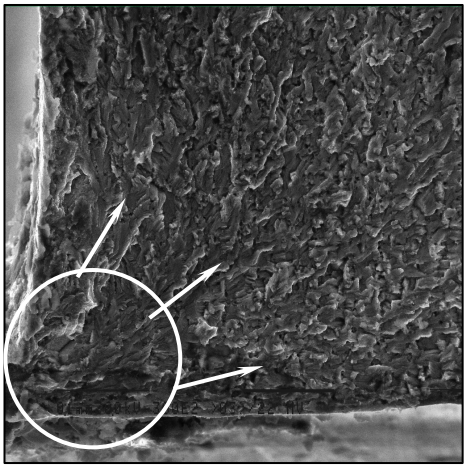


Рис.1. Імовірне місце зародження втомної тріщини.
(Стрілками показано напрям розповсюдження тріщини)

Детальне дослідження зони виникнення тріщини вказує на те, що тріщина виникла від ділянки розміром приблизно 50 мкм, яка імовірно містить окис алюмінію і локальний концентратор напружень – ослаблені границі зерен.

Магістральне руйнування розвивалось внутризеренно, характер руйнування - транскристалітне крихке і транскристалітне квазікрихке.

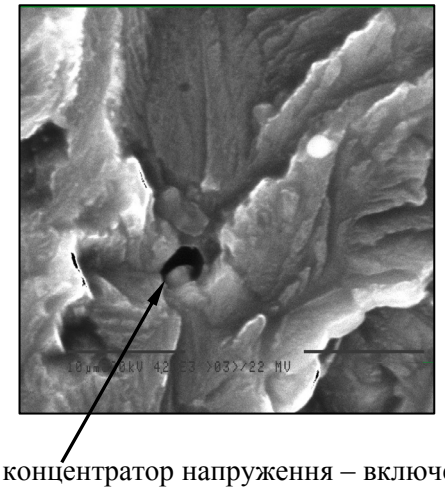


Рис.2. Локальний концентратор напруження – включення (показано стрілкою)

Результати випробувань на втому

Випробування на втому показало наступне. Втомна тріщина розвивається від ділянки поверхні біля концентратору напружень, де інтенсивність деформаційного рельєфу і відповідне значення параметру пошкодження D має найбільше значення. Розвиток втомної тріщини супроводжується зміною параметру пошкодження в кінчику тріщини. На ділянці тріщини, яка відповідає поступовому її розвитку в результаті циклічного навантажування, параметр пошкодження монотонно зменшується (рис.3). На поверхні при цьому спостерігаються типові для втомного навантажування екструзії і інтрузії. На ділянці швидкого квазістатичного руйнування параметр пошкодження монотонно збільшується. При цьому змінюються і характерні ознаки деформаційного рельєфу. Деформаційний рельєф набуває ознак, які спостерігаються при статичному навантажуванні [4].

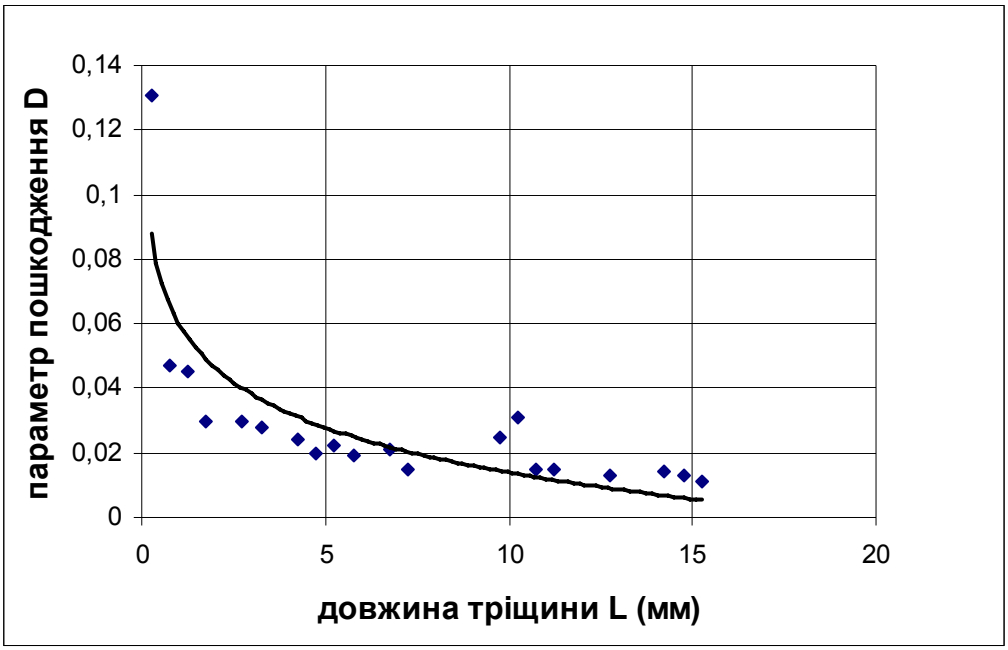


Рис.3. Зміна параметру пошкодження D в кінчику втомної тріщини при її розповсюдженні

Що стосується інтенсивності деформаційного рельєфу в момент появи втомної тріщини, слід зазначити, що значення параметру пошкодження при випробуваннях групи зразків можуть відрізнятися на 20-25 %. Результати моніторингу параметру пошкодження на інкубаційній стадії втоми наведено на рис. 4 [5]. Таким чином, вважаючи на роль поверхні в процесі втоми, умови для подальшого розповсюдження тріщини можуть суттєво відрізнятися.

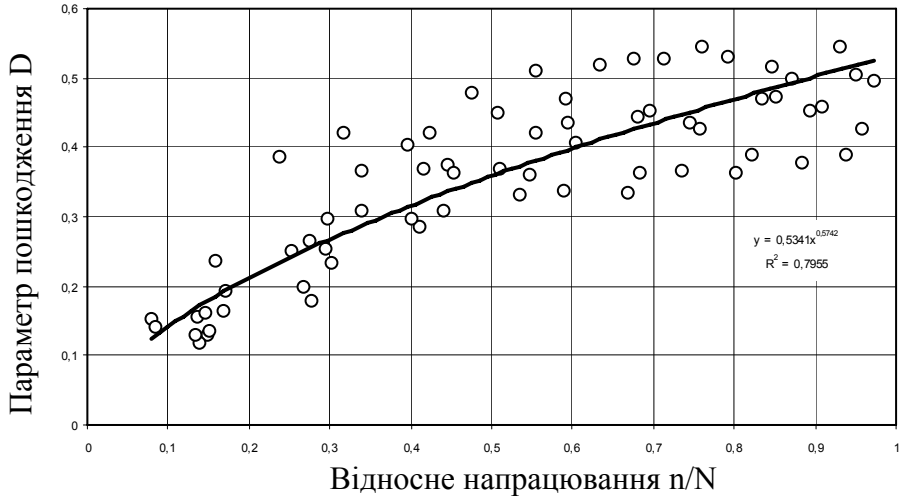


Рис. 4. Зміна параметра пошкодження D в процесі циклічного навантажування

Висновки

Електронно-мікроскопічне дослідження зразків сплаву Д-16АТ проведене після їх втомного навантажування показало, що втомна тріщина зароджується поблизу концентратору напружень поблизу поверхні в плакуючому шарі. Таким чином, стан плакуючого шару може розглядатися як індикатор досягнення критичного стану.

Параметр пошкодження D в кінчику втомної тріщини змінюється монотонно при розповсюдженні тріщини.

К моменту старту втомної тріщини деформаційний рельєф і відповідне пошкодження можуть суттєво відрізнятися, що обумовлює нерівні умови для подальшого розповсюдження тріщини.

Зазначені висновки створюють підстави для розробки моделей прогнозування кінетики тріщин по параметрах деформаційного рельєфу.

Список літератури

1. *Деклараційний патент* на корисну модель № 3470 «Спосіб визначення залишкового ресурсу елементів конструкцій за станом деформаційного рельєфу поверхні плакуючого шару» / Ігнатович С.Р., Карускевич М.В., Карускевич О.М. – 15.11.2004, Бюл. № 11.

2. *С.Р. Ігнатович, М.В. Карускевич, А.С.Якушенко, Т.П. Маслак, В.М. Пантєлєєв.* Патент на корисну модель № 29683 «Спосіб прогнозування залишкової довговічності елементів авіаційних конструкцій по насиченості і фрактальній розмірності деформаційного рельєфу» , 25.01.2008, Бюл. № 2.

3. М.В.Карускевич, Т.П.Маслак, Е.Ю.Корчук, А.С.Якушенко. Оценка накопленого усталостного повреждения по насыщенности и фрактальной размерности деформационного рельефа, Проблемы прочности – 2008. - № 6 (396).- С.128-135;

4. *M.V.Karuskevich, O.M.Karuskevich, T.P.Maslak, Zhan Zhao Hui.* Deformation roughness under cyclic and static loads, Вісник НАУ.– 2005. – №2.– С.68-71;

5. *О.М Карускевич., С.Р Ігнатович., М.В.Карускевич, С.В.Хижняк, О.С. Якушенко* Моніторинг утоми конструкційних алюмінієвих сплавів // Вісник НАУ. - 2004. - № 1(19). – С. 88 – 91.

УДК 620.179.1

Т.П. Маслак,
Є.В. Каран,
Д.М. Костенюк
(Національний авіаційний університет, Україна)

МЕТОДИКА ПОПЕРЕДНЬОЇ ОЦІНКИ КРИТИЧНИХ ЗОН КОНСТРУКЦІЇ ПРИ НАТУРНИХ ВИПРОБУВАННЯХ

Експериментально доведено, що деформаційний рельєф полікристалічного алюмінію є показником накопичення втомного пошкодження авіаційних конструкцій при циклічному навантажуванні. Показано, що для визначення критичних зон конструкції можуть бути застосовані як спрощений оптичний метод діагностики, так і автоматизований комп'ютеризований, який базується на визначенні насиченості поверхні кластерами деформаційного рельєфу і їх фрактальної розмірності.

Втома авіаційних конструкцій – поступове накопичення пошкоджень в елементах конструкцій літального апарату під дією перемінних (повторюваних) напружень, що призводять до утворення та розвитку в них тріщин та подальше руйнування конструкції. Для втоми авіаційних конструкцій характерні локальні пошкодження, особливо при наявності концентраторів напруження; поступовість розвитку процесу в декількох стадіях; переважаюче значення напруження розтягу та розмаху (амплітуди). Умови, що визначають розвиток втоми авіаційних конструкцій: високий напружений стан елементів конструкції при нормальній експлуатації; велика кількість потенційно небезпечних по відношенню до втоми місць в різних елементах (болтове та клепкове з'єднання, в місцях переходу від однієї товщини до іншої, вирізах та ін.); широкий діапазон циклічних навантажень, що діють одночасно, як в регулярній так і нерегулярній послідовності.

Такі умови не дозволяють при надмірному збільшенні маси авіаційної конструкції забезпечити їх довговічність, яка завжди обмежена, але в кілька разів перевищує необхідний ресурс конструкції. На основі дослідження умов та процесів, що впливають на опір втомі розробляються методики натурних ресурсних випробувань авіаційних конструкцій, а також методи розрахунку їх довговічності. Для цього використовуються розподіл отриманих при випробуваннях характеристик, вплив на довговічність напруженого стану, закономірності накопичення втомного пошкодження при різній послідовності циклічного навантаження.

Складність розв'язання задач про накопичене втомне пошкодження пояснюється неможливістю (до отримання втомної тріщини) виміряти вичерпання довговічності будь-якими фізичними методами та складністю впливу на втому різного циклічного навантажування. Через різноманітність факторів, що визначають втому авіаційних конструкцій, основою для оцінки конструктивно-технологічних засобів попередження втоми та перевірки розрахункових методів являється експеримент, який включає випробування зразків матеріалу, фрагментів конструкцій, а також натурних екземплярів літальних апаратів.

Отже, втомні натурні випробування авіаційних конструкцій залишаються невід'ємною частиною процесу забезпечення міцності і довговічності, дозволяючи визначити слабкі місця конструкції повітряного судна та його живучість.

Скорочення тривалості натурних випробувань може бути досягнуто шляхом надійної інструментальної діагностики ранніх стадій втомного пошкодження. Ті ж методи можуть бути застосовані і в експлуатації, що необхідно в зв'язку зі значною різницею в умовах навантажування і, як наслідок, не синхронним вичерпанням ресурсу окремими повітряними суднами. Таким чином, розробка неруйнівних методів діагностики елементів авіаційних конструкцій залишається актуальною проблемою.

Існуючі в теперішній час методи контролю фізико-механічних властивостей конструкційних метеріалів не завжди відповідають всім вимогам. В роботах, що проводяться

в останні роки в Національному авіаційному університеті, про накопичене втомне пошкодження судять по стану поверхневого шару металу. Відомо, що поверхневий шар в першу чергу втягується в процес пластичного деформування [1] і тому надає випереджаючу інформацію про стан матеріалу. Наявність візуальних ознак зазначеного процесу визначає можливість застосування оптичної мікроскопії для моніторингу втомного пошкодження.

Методи моніторингу втомного пошкодження і визначення залишкового ресурсу, які розробляються в Національному авіаційному університеті, базуються на можливості спостереження і кількісної оцінки деформаційного рельєфу, який формується на поверхні монокристалів і полікристалів алюмінію при їх циклічному навантажуванні.

В роботі [2] для оцінки накопиченого втомного пошкодження запропоновано кількісний параметр деформаційного рельєфу – параметр пошкодження D, числове значення якого визначають як відношення площі поверхні з слідами мікропластичної деформації, до загальної площі поверхні. В роботах [3-4] представлена методика автоматизованого визначення параметра пошкодження, його розподілення поблизу концентратора напруження, результати моніторингу параметра пошкодження в процесі циклічного навантажування, показана можливість прогнозування залишкового ресурсу елемента авіаційних конструкцій.

В роботі [5] для аналізу деформаційного рельєфу, що формується внаслідок дії циклічного навантаження застосовано методи фрактальної геометрії, доведено його фрактальність, визначено ряд фрактальних розмінностей, які характеризують форму кластерів поверхневої структури конструкційного алюмінієвого сплаву. Фрактальні розмірність [6] деформаційного рельєфу є залежними від кількості циклів навантаження, що визначає доцільність відповідного моніторингу при виконанні кількісної оцінки накопиченого втомного пошкодження. В роботі [7] обґрунтована можливість оцінки пошкодження по насиченості (параметр пошкодження D) та фрактальній розмірності по відношенню периметра до площі Dp/s деформаційного рельєфу.

Метою дослідження є створення методу оцінки накопиченого втомного пошкодження і прогнозування довговічності, який може бути застосований при проведенні натурних випробувань авіаційних конструкцій, а також при їх технічному обслуговуванні при експлуатації.

Підхід, що базується на кількісній оцінці деформаційного рельєфу, може бути застосований як при використанні зразків-свідків, що кріпляться на відповідальні елементи конструкції, так і при безпосередньому оптичному контролю за станом поверхні елементів конструкції. зокрема, обшивки фюзеляжу. У зв’язку з цим, для експериментальної перевірки ефективності запропонованого методу, досліджено зразок (рис.1), який має конфігурацію, наближену до реальних елементів конструкцій.

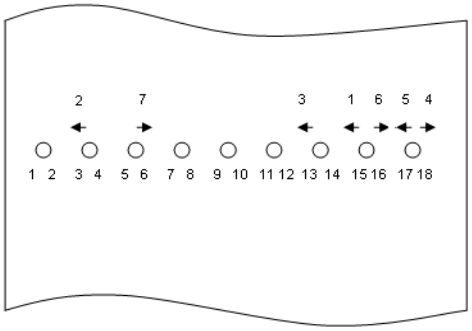


Рис.1. Зони контролю і напрямок та почерговість появи тріщин.

Зразок виготовлений з листа плакованого алюмінієвого сплаву Д-16АТ, товщиною 1,2 мм. В центральній частині зразка, перпендикулярно його повздовжній осі 9 отворів діаметром 4 мм з кроком 30 мм. Габаритні розміри зразка 320 х 570 мм. На схемі зразка з дев’ятьма отворами показана нумерація зон контролю (ряд чисел під отворами), а також черговість появи втомних тріщин та їх напрямок (ряд чисел з вказаним напрямком тріщини над отворами). Навантажування проводилось при максимальному напруженні віднульового

циклу 100,0 МПа, що відповідає експлуатаційним умовам навантажування обшивки фюзеляжу.

Дослідження стану поверхні проводилось після 30000 циклів. Загальна кількість до руйнування 117300 циклів. Після проведення оптичного контролю зразок був випробуваний до повного руйнування з записом почерговості появи тріщини біля кожного отвору. В результаті спостереження за станом поверхні в зоні концентраторів напружень було зафіксовано час формування втомних тріщин в семи точках, в решті зон контролю тріщини сформувались і розвились при статичному доломі зразка. Для зазначених семи точок контролю проведено аналітичну оцінку довговічності і порівняння з довговічністю, визначеною експериментально.

Для попередньої оцінки критичних зон по результатам випробувань і моніторингу деформаційного рельєфу поблизу концентратора напружень був сформований атлас стану поверхні сплаву Д-16АТ при його циклічному навантаженні. Оцінка накопиченого пошкодження здійснюється пошуком серед представлених в атласі деформаційних структур поверхні, найбільш близької, по візуально визначеним ознакам, до структури поверхні контрольованого зразка. Точність визначення накопиченого пошкодження збільшується при зменшенні інтервалу циклічних напрацювань, які відповідають певним фотографіям в атласі. Надійність прогнозу довговічності може бути підвищена також урахуванням рівня циклічних напружень, що може бути досягнуто шляхом накопичення в атласі фотографій, що відповідають різноманітним режимам навантаження, в тому числі, програмних.

Попередня оцінка пошкодження була підтверджена і комп'ютеризованим оптичним методом, представленим в роботі [6], за яким отримано значення кількісних параметрів деформаційного рельєфу – параметра пошкодження D та фрактальної розмірності Dp/s для усіх зон контролю.

Для прогнозу кількості циклів, до формування втомних тріщин, використовувалась множинна регресійна модель, отримана в результаті випробувань плоских зразків з центральним отвором: $N_{зал}$, %= 36,65-162,22D+48,93$D_{p/s}$, яка, для визначення кількості циклів до формування тріщини, може бути представлена у вигляді: $N_{тформувврізчини\ цикл.}$=10141,7-110045D+52118$D_{p/s}$, з коефіцієнтом кореляції R^2 = 95, 77%.

Для порівняння результатів прогнозу довговічності з фактичною кількістю циклів до формування втомних тріщин для кожної потенційної зони виникнення тріщини, зафіксована очікувана почерговість виникнення тріщини результати представлені в таблиці 1.

Таблиця 1. Дані про очікувану і фактичну почерговість формування втомних тріщин

№ зони контролю	Параметр пошкодження D	Фрактальна розмірність Dp/s	Почерговість формування тріщини за результатами експерименту	Почерговість формування тріщини за результатами розрахунків	Кількість циклів, при яких була зафіксована тріщина	Кількість циклів, при яких прогнозувалася поява тріщини
15	0,111	1,2056	1	1	79 300	85466
3	0,137	1,2518	2	2	79 400	87039
13	0,109	1,273	3	3	85 000	88145
18	0,155	1,1418	4	5	85 600	88263
17	0,179	1,1758	5	4	92 400	87833
16	0,125	1,185	6	6	103 000	94493
6	0,114	1,1832	7	7	111 000	95107

Як видно з наведених даних, результати експерименту підтвердили ефективність застосування запропонованої методики оцінки накопиченого втомного пошкодження для зразків, які моделюють фрагмент реальної обшивки сучасного літака.

На рис.2 представлено зразок, який моделює реальне клепкове з'єднання обшивки фюзеляжу зі стрингерами. Зразок, виготовлений з листа алюмінієвого сплаву Д-16АТ товщиною 1,2 мм, налічує три ряди з'єднань, виконаних клепками діаметром 3,0 мм з потайною головкою. Відстань між стрингерами 120 мм. В кожному ряду з'єднань поставлено 12 клепок. Шаг клепок 25 мм. Фрагмент стрингера виготовлений з бульбоподібного кутового профілю № 710013 [8].

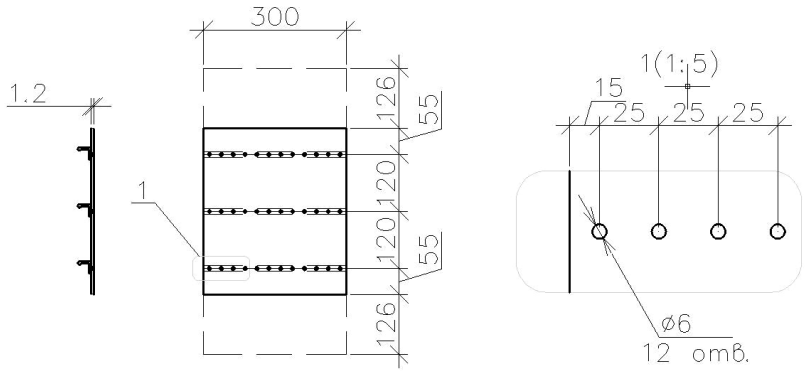


Рис. 2. Зразок, який моделює фрагмент обшивки фюзеляжу з трьома рядами клепкових з'єднань.

Проведені втомні випробування дозволили перевірити можливість моніторингу деформаційного пошкодження і прогнозування зони виникнення втомної тріщини при наявності значної кількості концентраторів напружень і можливому перерозподілі напружень при виникненні втомних тріщин.

Висновок

Результати експерименту підтвердили, що запропонована методика неавтоматизованої оптичної оцінки накопиченого втомного пошкодження може бути застосована для визначення потенційних зон руйнування елементів авіаційних конструкцій, виготовлених з плакованих алюмінієвих сплавів, як експериментальне підтвердження на етапі натурних випробувань при визначенні ресурсу конструкції.

Список літератури

1. *Панин А.В., Клименов В.А., Почиванов Ю.И., Сон А.А.*. Влияние состояния поверхностного слоя Ст 3 на механизм пластического течения и сопротивления деформации //Физическая мезомеханика. – 2001. - №4. – С.85-92.

2. Деклараційний патент на корисну модель № 3470 «Спосіб визначення залишкового ресурсу елементів конструкцій за станом деформаційного рельєфу поверхні плакуючого шару» *Ігнатович С.Р., Карускевич М.В., Карускевич О.М.* – 15.11.2004, Бюл. № 11.

3. *Карускевич О.М., Игнатович С.Р., Карускевич М.В.* Эволюция поврежденности сплава Д-16АТ у концентратора на стадии до зарождения усталостной трещины // Авиационно-космическая техника и технология. Журнал Национ. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского ХАИ. – 2004. – № 4(12). – С. 29 – 32.

4. *Карускевич О.М.* Влияние уровня напряжений на развитие деформационного рельефа // Вестник двигателестроения. – 2005. – № 2. – С. 79 – 83.

5. *Карускевич М.В., Маслак Т.П., Корчук О.Ю., Чжан Чжао Хуей.* Фрактальність деформаційного рельєфу полікристалічного алюмінію. – Вісник НАУ.– 2006. – №2. – С.78-81.

6. *Маслак Т.П.* Регресійні моделі еволюції параметрів деформаційного рельєфу при циклічного навантажуванні ипп Вісник НАУ.– 2008. - № 1 (34). – С. 89-92.

7. *Карускевич М.В., Маслак Т.П., Корчук О.Ю., Якушенко А.С.* Оценка накопленного усталостного повреждения по насыщенности и фрактальной размерности деформационного рельефа // Проблемы прочности – 2008. - №6 (396).- С.128-135.

8. ГОСТ 13617-97. Профили прессованные бульбообразные уголкового сечения из алюминия, алюминиевых и магниевых сплавов.

УДК 629.735.063

Г.Й. Зайончковський, доктор техн. наук, Н.С. Михалевич
(Національний авіаційний університет, Україна)

ОЦІНКА ВПЛИВУ ОБМЕЖЕНОЇ ЖОРСТКОСТІ ОПОРИ КРІПЛЕННЯ ГІДРАВЛІЧНОГО СЛІДКУЮЧОГО ПРИВОДУ НА ЙОГО ДИНАМІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ

На підставі аналізу динамічних властивостей гідравлічних слідкуючих рульових приводів різних кінематичних схем, що використовуються в системах керування літаком, даються рекомендації по забезпеченню запасів їх стійкості з урахуванням пружності опор кріплення приводу до конструкції літака. Показані переваги приводів, побудованих за схемою з оберненою кінематикою.

Актуальність досліджень.

Стійкість гідравлічного слідкуючого рульового приводу (РП), встановленого в системі керування літаком, є обов'язковою вимогою, що ставиться нормами льотної придатності до систем керування [1, 2]. Характерною особливістю систем бустерного керування (СБК) сучасних літаків є наявність незначних природних сил демпфірування в силовому контурі СБК, які змінюються в процесі експлуатації, і обмежена жорсткість опори кріплення приводу до конструкції планера літака, яка для систем керування транспортних літаків не перевищує величини 10^6 Н/мм. Внаслідок цього гідравлічний слідкуючий рульовий привід, встановлений в системі керування літаком, звичайно має обмежені запаси стійкості. Як показує наявний досвід проектування СБК, використання спеціальних демпферів для вирішення проблеми стійкості системи керування з гідравлічним слідкуючим приводом не є раціональним. Це обумовлює актуальність досліджень, направлених на забезпечення необхідних запасів стійкості рульових приводів систем штурвального керування літака.

Мета і задачі досліджень.

Метою проведених досліджень було наукове обґрунтування рекомендацій щодо забезпечення необхідних запасів стійкості рульових слідкуючих приводів, встановлених в системах бустерного керування літака.

Для досягнення поставленої мети в процесі проведення досліджень повинні бути вирішені наступні задачі:

1. Розробити математичну модель рульового слідкуючого приводу системи бустерного керування літака з урахування обмеженої жорсткості опори його кріплення.

2. З використання розробленої математичної моделі провести аналіз впливу жорсткості опори кріплення та кінематичної схеми приводу на його динамічні властивості.

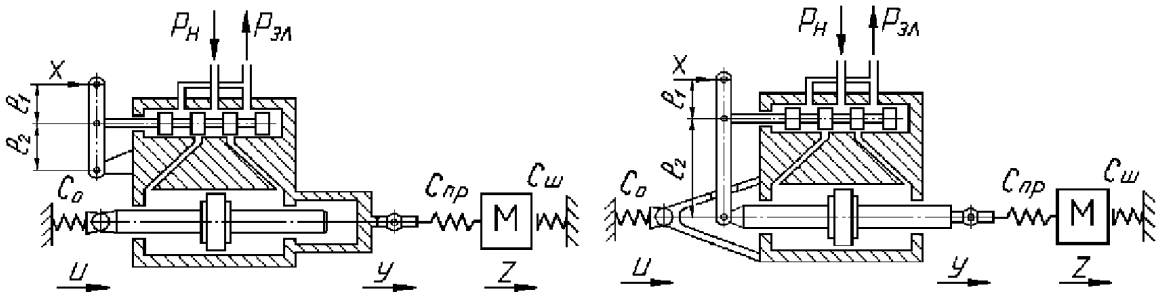
Результати досліджень.

Досвід літакобудування і проведені дослідження [1, 3] показують, що проблема забезпечення необхідних запасів стійкості РП може бути вирішена за рахунок раціонального вибору кінематичної схеми і параметрів приводу.

Для проведення порівняльного аналізу впливу обмеженої жорсткості опори кріплення приводу на його динамічні властивості були розглянуті дві типові кінематичні схеми РП (рис. 1), які широко використовуються в системах бустерного керування сучасних літаків.

Дослідження проводилися шляхом моделювання динамічної моделі приводу на ЕОМ. Жорсткість опори кріплення приводу змінювалася в межах від $1 \cdot 10^5$ Н/мм до $1 \cdot 10^6$ Н/мм.

Особливістю схеми "*а*" є розташування золотникового розподільника у рухомому корпусі приводу і реалізація за рахунок цього додаткового внутрішнього зворотного зв'язку за положенням вихідної ланки приводу. В схемі "*б*" вихідна ланка приводу слідкує за переміщенням вхідної ланки з протилежним знаком, а деформація опори його кріплення впливає на величину розузгодження на золотнику ε.



а *б*

Рис.1. Кінематичні схеми гідравлічних слідкуючих рульових приводів:

а – привід зі золотниковим розподільником у рухомому корпусі; *б* – привід з оберненою кінематикою; x – вхідний сигнал; y – координата вихідної ланки приводу; u – деформація опори кріплення приводу; $C_{\text{о}}$ – жорсткість опори кріплення приводу до конструкції літака; l_1, l_2 – плечі качалок вхідної кінематики; $p_{\text{н}}$ – тиск нагнітання; $p_{\text{зл}}$ – тиск зливу

С певними загальноприйнятими допущеннями [1] робота одноканальних РП, що розглядаються, у системі керування літака може бути описана наступною системою диференціальних рівнянь:

а) рівняння руху приведеної маси рульової поверхні

$$m\ddot{z} + h\dot{z} + T_{\text{тр}}\operatorname{sign}\dot{z} + C_{\text{ш}}z - R_{\text{зовн}} = C_{\text{пр}}(y - z); \tag{1}$$

б) рівняння руху вихідної ланки РП (корпуса гідроциліндра для схеми "*а*" або штока для схеми "*б*"):

$$m_1\ddot{y} + k_{\text{в}}(\dot{y} - \dot{u}) + T'_{\text{тр}}\operatorname{sign}(\dot{y} - \dot{u}) + C_{\text{пр}}(y - z) = Fp_{\text{дв}}; \tag{2}$$

в) рівняння деформації опор кріплення РП:

$$m_2\ddot{u} + k_{\text{в}}(\dot{u} - \dot{y}) + T'_{\text{тр}}\operatorname{sign}(\dot{u} - \dot{y}) + C_{\text{о}}u = -Fp_{\text{дв}}; \tag{3}$$

г) узагальнене рівняння нерозривності потоку рідини:

$$F(\dot{y} - \dot{u}) + k_{\text{с}}\dot{p}_{\text{дв}} + k_{\text{вит}}p_{\text{дв}} = k_Q(\varepsilon)\varepsilon\sqrt{1 - \frac{p_{\text{дв}}}{p_{\text{н}} - p_{\text{зл}}}\operatorname{sign}\varepsilon}; \tag{4}$$

д) рівняння неузгодженості на золотнику:

$$\varepsilon = k_{\text{з.з}}(k_{\text{пер}}x_{\text{вх}} - y) + k_{\text{д.о}}u, \tag{5}$$

де m – маса рульової поверхні літака і частини віднесеної до неї силової проводки керування, приведеної до напрямку руху вихідної ланки РП; m_1 – приведена маса вихідної ланки РП; m_2 – приведена маса конструкції РП, що зв'язана з опорою його кріплення; $C_{\text{пр}}$ – приведена жорсткість силової проводки системи керування між вихідною ланкою РП і рулем; $C_{\text{о}}$ – жорсткість опори кріплення РП; $C_{\text{ш}}$ – коефіцієнт шарнірного (аеродинамічного) навантаження; z – координата, що визначає положення маси m; y – вихідна координата РП; u – координата, що визначає деформацію опори кріплення РП; $x_{\text{вх}}$ – вхідний сигнал; F – ефективна площа поршня РП; h – коефіцієнт демпфірування сил в'язкого тертя; $T_{\text{тр}}$ – сила сухого тертя у вузлах підвіски рульової поверхні і у силовій проводці керування; $R_{\text{зовн}}$ – зовнішні (аеродинамічні) сили, що діють на рульову поверхню, приведені до координати z; $k_{\text{в}}$ – коефіцієнт демпфірування сил в'язкого тертя в РП; $T'_{\text{тр}}$ – сили сухого тертя в РП; $p_{\text{дв}}$ –

перепад тиску на поршні РП; $p_{\text{н}}$ – тиск нагнітання, підведений до РП; $p_{\text{зл}}$ – тиск зливу на виході з РП; ε – неузгодженість на золотнику РП; $k_{\text{с}}$ – приведений коефіцієнт пружності робочої рідини у порожнинах гідроциліндра РП; $k_{\text{вит}}$ – коефіцієнт витоків; $k_{\text{з.з}}$ – коефіцієнт зворотного зв'язку; $k_{\text{пер}}$ – коефіцієнт передачі; $k_{\text{д.о}}$ – коефіцієнт, що враховує вплив деформації опори кріплення РП на величину неузгодженості на золотнику.

Після проведення лінеарізації вихідна нелінійна система диференціальних рівнянь (1)÷(5) набуває вигляду [1]:

$$\begin{cases} m\ddot{z} + h^{\text{e}}\dot{z} + C_{\text{ш}} z - R_{\text{зовн}} = C_{\text{пр}}(y - z); \\ m_1\ddot{y} + k_{\text{в}}^{\text{e}}\dot{y}_1 + C_{\text{пр}}(y - z) = F\, p_{\text{дв}}; \\ m_2\ddot{u} - k_{\text{в}}^{\text{e}}\dot{y}_1 + C_{\text{о}} u = -F\, p_{\text{дв}}; \\ F\dot{y}_1 + k_{\text{с}}\dot{p}_{\text{дв}} + k_{\text{вит}} p_{\text{дв}} = \text{k}_{\text{Q}\varepsilon}\varepsilon - k_{Qp} p_{\text{дв}}; \\ \varepsilon = k_{\text{з.з}}(k_{\text{пер}} x_{\text{вх}} - y) + k_{\text{д.о}} u, \end{cases} \tag{6}$$

Де $k_{Q\varepsilon} = \dfrac{\partial Q_{\text{дв}}}{\partial \varepsilon}$, $k_{Qp} = \dfrac{\partial Q_{\text{дв}}}{\partial p_{\text{дв}}}$ у разі $\varepsilon = \varepsilon^{\bullet}$ і $p_{\text{дв}} = p_{\text{дв}}^{*}$; $h^{\text{e}} = f(A_z, \omega)$ – еквівалентний коефіцієнт в'язкого тертя, що залежить від амплітуди A_z і частоти ω коливань координати z; $k_{\text{в}}^{\text{e}} = \Psi(A_{y1}, \omega)$ – еквівалентний коефіцієнт в'язкого тертя у гідродвигуні РП.

Для забезпечення стійкості гідравлічного слідкуючого рульового приводу необхідно, щоб його добротність $D = k_v k_{\text{з.з}}$ була менша критичної добротності $D_{\text{кр}}$, величина якої з урахуванням пружності опори кріплення приводу визначиться як [1]:

$$D_{\text{кр}} = \frac{\dfrac{h_\Sigma}{C_{\text{о}}} + \dfrac{h_\Sigma}{C_{\text{г}}} + \dfrac{m}{B}}{m\left[\dfrac{1}{C_{\text{г}}} + \dfrac{1}{C_{\text{о}}}\left(1 - \dfrac{k_{\text{д.о}}}{k_{\text{з.з}}}\right)\right]}, \tag{7}$$

де $k_v = k_{Q\varepsilon}/F$ – коефіцієнт підсилення РП за швидкістю; $k_{Q\varepsilon}$ – коефіцієнт підсилення золотникового розподільника РП за витратою; h_Σ – сумарний коефіцієнт демпфірування в силовому контурі системи керування літака; $B = F^2/(k_{Qp} + k_{\text{вит}})$ – коефіцієнт жорсткості механічної характеристики приводу в околі розрахункової точки; k_{Qp} – коефіцієнт підсилення золотникового розподільника приводу за тиском.

Записи стійкості РП можуть бути визначені за логарифмічними частотними характеристиками його розімкнутого контуру, побудованими з використанням відповідної передаточної функції, отриманої за результатами аналізу системи рівнянь (6).

Передаточна функція розімкнутого контуру РП $W_{\text{пр}}(S)$ має вигляд [3]:

$$W_{\text{пр}}(S) = \frac{y(S)}{\varepsilon(S)} = \frac{D\left(\dfrac{m}{C_{\text{пр}}}S^2 + \dfrac{h_\Sigma}{C_{\text{пр}}}S + 1\right)}{S(T_{\text{к}}^2 S^2 + 2T_{\text{к}}\xi_{\text{к}} S + 1)}, \tag{8}$$

де S – оператор Лапласа; $T_{\text{к}}$, $\xi_{\text{к}}$ – стала часу і коефіцієнт відносного демпфірування коливальної ланки приводу, що визначаються за виразами

$$T_{\text{к}} = \sqrt{\frac{m}{C_\Sigma}} = \frac{1}{\omega_{\text{вл}}}; \quad \xi_{\text{к}} = \frac{1}{2}\left[\frac{\sqrt{mC_\Sigma}}{B}\left(1 + \frac{DB}{C_{\text{пр}}} + \frac{DB}{C_{\text{о}}}\frac{k_{\text{д.о}}}{k_{\text{з.з}}}\right) + \frac{h_\Sigma}{\sqrt{mC_\Sigma}}\right];$$

C_Σ – сумарна жорсткість силового контуру “рульова поверхня – рульовий привід – опора кріплення приводу”, яка визначається з співвідношення $\frac{1}{C_\Sigma} = \frac{1}{C_{\text{о}}} + \frac{1}{C_{\text{пр}}} + \frac{1}{C_{\text{г}}}$; $\omega_{\text{вл}}$ – власна частота силового контуру СБК літака.

Для РП сучасних літаків величина D лежить в межах 20…50 с^{-1} і визначає швидкодію приводу. Збільшення добротності приводу розширює смугу частот $\omega_{\text{п.п}}$, що пропускаються приводом, але зменшує запаси його стійкості.

Аналіз виразу (7) для критичної добротності $D_{\text{кр}}$ приводу і передаточної функції (8) показує, що наявна в реальних системах керування пружність опори кріплення безпосередньо впливає на стійкість і динамічні властивості приводу: знижує частоту власних коливань $\omega_{\text{вл}}$ силового контуру СБК і збільшує її коливальність, суттєво зменшуючи запас стійкості приводу за амплітудою. Степінь цього впливу буде залежить від співвідношення жорсткостей $C_{\text{г}}$ і $C_{\text{о}}$, а також від обраної кінематичної схеми приводу (від співвідношення $k_{\text{д.о}} / k_{\text{з.з}}$).

Проведені дослідження показують, що для РП, побудованого за схемою “*а*”, зниження величини $C_{\text{о}}$ вкрай негативно позначається на стійкості приводу і його динамічних характеристиках. Тому ряд зарубіжних фірм для забезпечення стійкості таких приводів використовують кінематичну компенсацію просідання опори кріплення РП під дією аеродинамічного навантаження. Інший характер впливу на стійкість приводу має просідання опори його кріплення при використанні РП з оберненою кінематикою (схема “*б*” на рис. 1), для якого $\frac{k_{\text{д.о}}}{k_{\text{з.з}}} \succ 1$. В такому приводі деформація опори кріплення еквівалентна введенню додаткового від’ємного зворотного зв’язку за навантаженням, що суттєво підвищує стійкість приводу.

Слід також відзначити, що РП з оберненою кінематикою має ще підвищені протифлатерні властивості, що є суттєвим при вирішенні питань боротьби з явищем флатера в системах керування сучасних літаків.

Висновки.

1. Проведені дослідження показує, що для забезпечення необхідних запасів стійкості гідравлічного слідкуючого приводу в СБК літака, доцільно використовувати приводи з оберненою кінематикою (рис. 1, *б*).

Список літератури

1. *Абрамов Є. І.* Гідравлічні слідкуючі приводи систем керування літальних апаратів. Навч. посіб. / Є. І. Абрамов, Г. Й. Зайончковський. – Київ: КМУЦА, 2000. – 224 с.

2. *Гониодский В. И.* Привод рулевых поверхностей самолетов / В. И. Гониодский, Ф.И. Склянский, И. С. Шумилов. – М.: Машиностроение, 1974. – 320 с.

3. Проектирование следящих гидравлических приводов летательных аппаратов / А.И. Баженов, Н. С. Гамынин, В. И. Карев и др.; Под ред. Н.С.Гамынина. – М.: Машиностроение, 1981. – 312 с.

УДК 629.735.083;65(075.8)

А.В. Орлов, кандидат технических наук,
Ф.А. Орлов
(Национальный авиационный университет, Украина)

КРИТЕРИИ ОЦЕНКИ РЕЗУЛЬТАТИВНОСТИ ПОСТРОЕНИЯ И КОРРЕКЦИИ ПЛАНОВ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ И ОТХОДА НА ТЕХНИЧЕСКОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ ПАРКА ВОЗДУШНЫХ СУДОВ ЭКСПЛУАТАНТА

Предложены критерии для индикации необходимости изменения и сравнительной оценки результативности построенных планов использования и технического обслуживания парка воздушных судов эксплуатанта на ограниченном календарном интервале времени, построенные на совокупности временных характеристик используемых ресурсов. Описан подход к построению этих критериев и к определению граничных значений календарного интервала времени, на котором проводятся оценки.

Постановка проблемы

Необходимость составления и своевременной текущей корректировки эксплуатантами планов технического обслуживания (ТО) эксплуатируемого парка воздушных судов (ВС) установлена непосредственно в авиационных правилах [1, 2] и рассматривается как обязательная функция подлежащая оценке при сертификации эксплуатанта. В силу динамичности условий деятельности эксплуатантов и наличия воздействий различных стохастических по своей природе факторов при реализации плана использования ВС возникают изменения, которые могут обусловить возникновение ситуаций, когда установленный план ТО невыполним. Помимо экономических потерь это может снизить уровень безопасности полетов. Поэтому наличие критериев построенных на совокупности характеристик (финансовых, временных, трудовых, материальных, информационных) различных видов ресурсов необходимых для выполнения планов ТО и устанавливающих признаки, по которым может быть обеспечена индикация необходимости корректировки имеющегося плана ТО, а также оценка характеристик качества откорректированных планов, является значимым для обеспечения результативности и эффективности деятельности эксплуатантов.

Анализ исследований и публикаций

Вопросы управления процессами ТО во взаимосвязи с вопросами управления использованием парка ВС, а также с задачами мониторинга деятельности эксплуатанта на системном уровне рассматривались в работах [3,4]. Отдельные практические аспекты этих вопросов регулярно обсуждаются в публикациях на специализированных авиационных сайтах (например, [5]). Достаточно широкое практическое применение нашли различные автоматизированные системы планирования ТО парка ВС эксплуатанта в виде специализированных IT-систем (Computerized Aircraft Management Program - CAMP), в рамках которых специализированные сервисные центры в режиме on-line оказывают поддержку эксплуатантам в решении задач планирования в сочетании с задачами детального обязательного (по требованиям авиационных правил) мониторинга планируемого и выполненного ТО.

Проведенный анализ публикаций показал, что вопросы выбора и обоснования критериев, устанавливающих признаки по которым проводится индикация необходимости корректировки составленного плана ТО и оценка характеристик его качества практически не обсуждается в публикациях. Поэтому существует необходимость выполнения исследований по этим вопросам и развития их обсуждения.

Постановка задачи

В соответствии с требованиями авиационных правил [1] необходимым начальным условием для составления плана ТО парка ВС эксплуатанта является наличие одобренных Авиационными Властями государства регистрации этих ВС программ ТО для каждого экземпляра ВС входящего этот парк. Такие программы строятся на основании и в пределах ограничений установленных программой ТО типа ВС одобренной при его сертификации. Для каждого j-го экземпляра ВС такая программа ТО как правило определяет: состав форм ТО $\{\varphi_j^l\}$ ($l=\overline{1,L_j}$, L_j- количество форм ТО в программе ТО j-го экземпляра ВС) в виде пакета работ оперативного (line maintenance) и трудоемкого[1] (base maintenance) ТО; режим назначения каждой из выделенных форм ТО в виде функции определенных характеристик процесса использования ВС; требования к соответствующим видам ресурсов (временных, трудовых, материальных, информационных) необходимых по каждой из установленных форм оперативного и трудоемкого ТО, а также к условиям их выполнения.

Существующее выделение в программах ТО оперативного и трудоемкого ТО обуславливает наличие достаточно самостоятельных планов оперативного и трудоемкого ТО. Такое выделение связано со следующими основными обстоятельствами:

- содержательным различием в составе (в первую очередь по уровню сложности) выполняемых работ по ТО оперативного (см. в [1,2] определение “minor schedule maintenance”) и трудоемкого ТО;
- разделением выполнения работ оперативного и трудоемкого ТО между соответствующими производственными подразделениями (line station и base station) организации по ТО, что обусловлено требованиями авиационных правил;
- различиями в характере связи оперативного и трудоемкого ТО с процессом использования ВС.

Для большинства форм оперативного ТО (за исключением недельной формы (weekly check), которая является наиболее трудоемкой и имеющей максимальную периодичность среди всех таких форм) порядок их назначения достаточно жестко связан с началом и/или завершением выполнения полетов соответствующих цепочек плана использования. Для форм трудоемкого ТО и недельной формы оперативного ТО, в силу соответствующих значений частот (периодичностей) их назначения, такая связь менее жесткая. Кроме того, для таких форм ТО в программе ТО предусмотрены соответствующие отрицательный $\underline{\Delta\varphi_j^l}$ и положительный $\overline{\Delta\varphi_j^l}$ допуски по наработке на периодичность их проведения.

В общем случае программы ТО экземпляров ВС одного типа могут иметь достаточно существенные различия, например за счет применения поэтапного метода ТО (phase maintenance) [6]. Это обстоятельство должно учитываться как в рамках реализуемых на практике методов построения планов ТО, так и при выборе критериев для оценки характеристик качества построенных планов, а также для индикации ситуаций, в которых необходима корректировка реализуемых планов ТО.

Характерной особенностью взаимосвязи планов использования и ТО является то, что процесс использования выступает в качестве целевого, а процесс ТО - в качестве обеспечивающего [3]. Поэтому при построении плана использования парка ВС и при оценках выполнимости и эффективности этих планов ограничения связанные с планом ТО этих ВС выступают в качестве дополнительных.

[1] Часто используемый термин «периодическое ТО» по мнению авторов не в полной мере соответствует применяемой в авиационных правилах практике разделения работ на line и base maintenance, в рамках которой делается акцент на сложность работ по ТО, а не режим их назначения.

Для некоторого интервала календарного времени $[t_н, t_к]$ каждый вариант плана использования может быть представлен в виде взаимосвязанной последовательности цепочек полетов, выполнение которых распределено между j-ми экземплярами ВС входящими в парк ВС $J[t_н, t_к]$ эксплуатанта и построенных из условия что все запланированные полеты выполняются своевременно. Ограничения (например, по составу ВС задействованных для его выполнения, по потребному количеству экипажей, по требуемой конфигурации ВС) такого представления определяются как составом подлежащих выполнению полетов (как регулярных, так и нерегулярных), так и их характеристиками (например, по затратам различных видов ресурсов) и имеют индивидуальные особенности у каждого эксплуатанта.

В общем случае парк ВС $J[t_н, t_к]$ эксплуатанта может состоять как из собственных $J^c[t_{н,} t_к]$, так и зафрактованных $J^ф[t_{н,} t_к]$ ВС, $J[t_н, t_к] = J^c[t_{н,} t_к] + J^ф[t_{н,} t_к]$. При этом в интервале $[t_н, t_к]$ не все ВС из $J^c[t_{н,} t_к]$ могут быть задействованы для выполнения плана использования, а ВС из $J^ф[t_{н,} t_к]$ могут отсутствовать.

Каждый вариант плана использования парка ВС на календарном интервале $[t_н, t_к]$ порождает инцидентную ему потребность в ТО, которая генерируется в результате выполнения каждым из экземпляров ВС закрепляемых за ним цепочек полетов. Это обуславливает необходимость установления множества моментов (для оперативных форм ТО) или дат (для трудоемких форм ТО) постановки экземпляров ВС на соответствующие оперативные и трудоемкие формы ТО, которые распределяются в пределах рассматриваемого календарного интервала. При этом, при прочих равных условиях, у эксплуатанта может существовать достаточно большое количество вариантов выполнения сгенерированной потребности в ТО, например, за счет изменения состава, порядка или условий использования располагаемых ресурсов для выполнения ТО собственной организации по ТО и/или по договорам аутсосинга от различных поставщиков. Такие варианты выполнения плана ТО будут отличаться значениями характеристик затрат различных видов ресурсов необходимых для выполнения ТО. Это обуславливает необходимость сравнительной оценки возможных реализаций выполнения каждого из вариантов планов ТО, для проведения которой необходимо наличие некоторой системы критериев с целью выделения практически выполнимых (с точки зрения достаточности привлекаемых эксплуатантом различных видов ресурсов), а также упорядочения выполнимых вариантов плана ТО по величине и динамике изменения привлекаемых ресурсов в пределах рассматриваемого календарного интервала. Аналогичные оценки и упорядочение необходимы и при возникновении необходимости внесения текущих изменений в планы ТО.

В данной статье объектом рассмотрения выступает задача корректировки и построения планов трудоемкого ТО применительно к характеристикам затрат временных ресурсов. При этом методы составления и коррекции плана использования не анализируется.

Основной материал исследования

В качестве единичных характеристик варианта плана использования на интервале $[t_н, t_к]$, которые оказывают влияние на характеристики генерируемой (в результате выполнения этого плана) потребности в ТО выступают: собственные характеристики, которые образуются из значений затрат различных ресурсов необходимых для выполнения j-м ВС полетов по каждой из предназначенных для него цепочек, входящих в этот план; присвоенные характеристики, которые образуются из ожидаемых и фактических доходов, получаемых эксплуатантом при выполнении j-м ВС полетов по каждой из предназначенных

для него цепочек, входящих в этот план, а также дополнительных затрат обусловленных возникновением нарушений в выполнении плана.

На базе единичных характеристик для каждого варианта плана использования на интервале $[t_н, t_к]$ могут быть построены различные его интегральные характеристики. Применительно к задаче планирования ТО в качестве характеристик описывающих затраты временных ресурсов выступают: $W(t_н, t_к)$ - суммарный налет парка ВС, определяемый как сумма соответствующих последовательностей цепочек полетов закрепляемых в рамках плана использования за каждым j-м ВС из $J[t_н, t_к]$ (является одинаковым для всех сформированных вариантов плана использования на интервале $[t_н, t_к]$ до момента его корректировки/изменения); $\omega_{ср}(t_н, t_к)$, $\omega_{\max}(t_н, t_к)$, $\omega_{\min}(t_н, t_к)$ - соответственно средний, максимальный и минимальный суточный налет на одно ВС из $J[t_н, t_к]$ на интервале $[t_н, t_к]$.

Выполнение полетов j-м ВС по каждой из цепочек полетов варианта плана использования приводит к уменьшению остатка ресурса $\Delta H_j^{\varphi_j^l}(t)$ ($t \in [t_н, t_к]$) этого ВС до очередной φ_j^l-й формы ТО, определяемой в соответствии с одобренной для j-го ВС программы ТО. Отметим, что в общем случае даже для ВС одного типа множество форм ТО φ_j^l для различных экземпляров ВС может различаться: по количеству ($l = \overline{1, L_j}$) форм φ_j^l и содержанию входящих в них пакетов работ по ТО, что связано с соответствующими отличиями в программах ТО экземпляров ВС; по характеристикам φ_j^l-х форм ТО, например, по затратам различных видов ресурсов необходимых для на выполнения работ по ТО, которые будут зависеть от места проведения ТО (организации по ТО – собственной или на условиях договора аутсосинга) и состава задействованных для выполнения ТО ресурсов организации по ТО.

Будем рассматривать далее такие по величине интервалы $[t_н, t_к]$, для которых при запланированном суммарном налете парка ВС $W(t_н, t_к)$ для каждого j-го ВС существует не более одной запланированной даты $D_j(\varphi_j^l)$ постановки на очередную φ_j^l-ю форму трудоемкого ТО. При этом случаи, когда для ряда j-х ВС в пределах интервала $[t_н, t_к]$ отсутствуют запланированные даты $D_j(\varphi_j^l)$ постановки на очередные φ_j^l-е формы трудоемкого ТО, но присутствуют соответствующие даты $D_j(\varphi_j^l)$ для недельной формы ТО будут определять минимальное значение для такого интервала $[t_н, t_к]$.

Если в пределах интервала $[t_н, t_к]$ для j-го ВС присутствует дата $D_j(\varphi_j^l)$, то применительно к этой дате для конкретного варианта плана использования j-го ВС можно построить (рис. 1):

- внутренний конус, верхняя граница которого $\Delta H_j^{\varphi_j^l}(t/\omega_{\max})$ соответствует изменениям $\Delta H_j^{\varphi_j^l}(t)$ при условии, что j-е ВС используется с суточной интенсивностью $\omega_{\max}(t_н, t_к)$, а нижняя $\Delta H_j^{\varphi_j^l}(t/\omega_{\min})$ – изменениям $\Delta H_j^{\varphi_j^l}(t)$ при условии, что j-е ВС используется с суточной интенсивностью $\omega_{\min}(t_н, t_к)$. Такой внутренний конус будет описывать область возможных траекторий изменения $\Delta H_j^{\varphi_j^l}(t)$ при выполнение рассматриваемого варианта плана использования ВС обеспечивающих осуществление отхода j-го ВС на φ_j^l-й форму ТО на дату $D_j(\varphi_j^l)$;

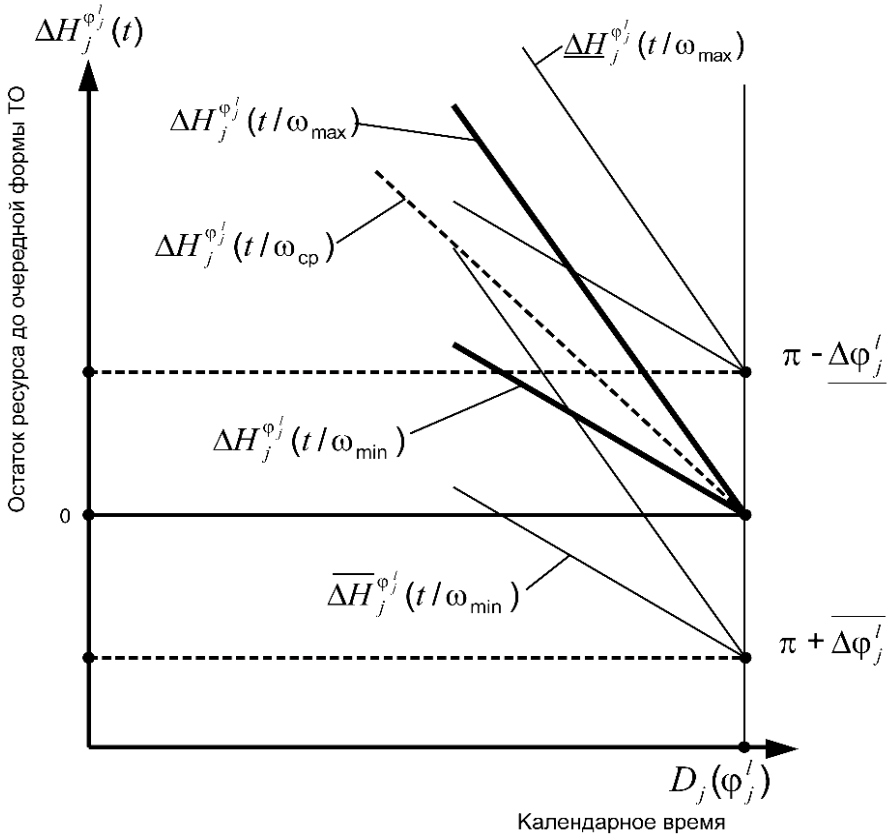


Рис.1. К определению границ внутреннего и внешнего конусов для изменений остатка ресурса $\Delta H_j^{\varphi_j^l}(t)$ до очередной формы трудоемкого технического обслуживания на дату $D_j(\varphi_j^l)$

- внешний конус, верхняя граница которого $\underline{\Delta H}_j^{\varphi_j^l}(t/\omega_{\max}(t_н, t_к))$ соответствует изменениям $\Delta H_j^{\varphi_j^l}(t)$ при условии, что j-е ВС используется с суточной интенсивностью $\omega_{\max}(t_н, t_к)$, а остаток ресурса до очередной φ_j^l-й формы трудоемкого ТО в момент отхода на ТО на дату $D_j(\varphi_j^l)$ равен $\pi - \underline{\Delta\varphi_j^l}$, где π - базовая периодичность трудоемких форм ТО для рассматриваемого типа ВС (принимается постоянной для любой программы ТО экземпляра ВС в рамках одного типа ВС), а нижняя $\overline{\Delta H}_j^{\varphi_j^l}(t/\omega_{\min}(t_н, t_к))$ - изменениям $\Delta H_j^{\varphi_j^l}(t)$ при условии, что j-е ВС используется с суточной интенсивностью $\omega_{\min}(t_н, t_к)$, а остаток ресурса до очередной φ_j^l-й формы трудоемкого ТО в момент отхода на ТО на дату $D_j(\varphi_j^l)$ равен $\pi + \overline{\Delta\varphi_j^l}$.

Событие состоящее в выходе текущего значения $\Delta H_j^{\varphi_j^l}(t)$ за пределы внутреннего конуса будем рассматривать как индикатор ситуации, в которой возникает угроза несвоевременного отхода j-го ВС на φ_j^l-ю форму трудоемкого ТО для даты $D_j(\varphi_j^l)$. Пребывание $\Delta H_j^{\varphi_j^l}(t)$ в пределах внешнего конуса, после выхода за пределы внутреннего, будем рассматривать как ситуацию, в которой существует возможность внесения текущих изменений в реализуемый вариант плана использования j-го ВС, обеспечивающих его постановку на φ_j^l-ю форму трудоемкого ТО на дату $D_j(\varphi_j^l)$.

Как видно из рис. 1, чем ближе момент t к дате $D_j(\varphi_j^l)$, тем меньше располагаемые возможности (эффект сужения конусов) по формированию результативных (с точки зрения обеспечения отхода ВС на ТО на установленные даты $D_j(\varphi_j^l)$) изменений в реализуемый вариант плана использования.

Особенности формирования возможных траекторий изменений $\Delta H_j^{\varphi_j^l}(t)$ будут зависеть от характеристик дискретности цепочек полетов, входящих в реализуемый вариант плана использования. Поэтому если оценки необходимости и результативности проведимых корректировок в распределение цепочек полетов между ВС начинаются с момента выхода хотя бы одного ВС за пределы внутреннего конуса, то нет необходимости в установлении критического значения для $\Delta H_j^{\varphi_j^l}(t)$, при достижении которого корректировка плана использования для обеспечения постановки j-го ВС на φ_j^l-ю форму трудоемкого ТО на дату $D_j(\varphi_j^l)$ не возможна из-за дискретности характеристик цепочек полетов. Это обусловлено тем, что устанавливаемые в программах ТО значения $\overline{\Delta\varphi_j^l}$ и $\underline{\Delta\varphi_j^l}$ для φ_j^l-х форм трудоемкого ТО на практике всегда существенно больше возможных наработок ВС при выполнении любой из цепочек полетов планов использования.

Изменения варианта плана использования выполненные в момент времени $[t_н < t < t_к]$ могут включать одно или некоторую комбинацию из следующих:

- изменение последовательности цепочек полетов для j-х ВС, т.е. их перераспределение между экземплярами ВС эксплуатируемых на интервале $(t,t_к]$;

- изменение количества ВС участвующих в выполнении цепочек полетов на интервале $(t,t_к]$, т.е. формирование нового распределения цепочек для изменившегося состава ВС участвующим в выполнении полетов;

- изменение установленных планом использования характеристик выполнения цепочек полетов, например: по времени вылета, включая задержку или перенос вылета; по частоте выполнения, включая отмены цепочек полетов из-за экономической нецелесообразности; по потребной календарной продолжительности и/или наработке ВС; по продолжительности простоев в аэропортах вылета/посадки.

Накопленная совокупность изменений плана использования могут породить попадание одной или нескольких траектории изменений $\Delta H_j^{\varphi_j^l}(t)$ в зону между границами внутреннего и внешнего конусов, т.е. обусловить необходимость оценки выполнимости установленных дат $D_j(\varphi_j^l)$. Очевидно, что такие оценки следует проводить с определенной глубиной прогноза, т.е. необходимо построить новый интервал планирования с началом $t_н^* = t$, где t соответствует моменту времени проведения оценок. Такой новый интервал $[t_н^*,t_к^*]$ выбирается в соответствии с описанными выше ограничениями на его величину и предполагает определение для него соответствующих величин $J[t_н^*,t_к^*]$, $W(t_н^*,t_к^*)$, $\omega_{ср}(t_н^*,t_к^*)$, $\omega_{\max}(t_н^*,t_к^*)$ и $\omega_{\min}(t_н^*,t_к^*)$, свойственных им границ внешнего и внутреннего конусов, а также построения соответствующих вариантов плана использования каждого из ВС входящих в парк $J[t_н^*,t_к^*]$ и соответствующих им дат $D_j^*(\varphi_j^l)$.

Проведенный анализ возможных подходов к описанию общей ситуации по парку ВС $J[t_н^*,t_к^*]$ применительно к задаче обеспечения отхода на сформированные даты $D_j^*(\varphi_j^l)$ показал, что в силу имеющегося характера взаимосвязи между составляющими ансамбля значений $\Delta H_j^{\varphi_j^l}(t)$ при закреплении или перераспределение подлежащих выполнению

цепочек полетов между ВС входящими в парк $J[t_н^*, t_к^*]$, наиболее результативным следует признать подход, при котором используемые для такого описания характеристики каждого из j-х ВС будут одновременно учитывать информацию о положении соответствующих значений $\Delta H_j^{\varphi_j^l}(t)$ относительно как соответствующих границ внутреннего и внешнего контуров для дат $D_j(\varphi_j^l)$, так и самих дат $D_j^*(\varphi_j^l)$ применительно к эффекту сужения конусов. В качестве критерия удовлетворяющего таким требования предлагается использовать величину $k(t)$, определяемую следующим выражением:

$$k(t) = \frac{1}{\{J(t_н^*, t_к^*)\}} \sum_j \frac{\dfrac{|\Delta H_j^{\varphi_j^l}(t)/(t_к^* - t) - \omega_{ср}(t_н^*, t_к^*)|}{\omega_{ср}(t_н^*, t_к^*)}}{\dfrac{|\Delta H_j^{\varphi_j^l}(t)|}{\pi}},$$

где $\{J(t_н^*, t_к^*)\}$ - количество ВС из парка эксплуатанта, которые на интервале $[t_н^*, t_к^*]$ задействованы выполнении варианта плана использования.

В числителе этого выражения стоит величина относительного отклонения фактической интенсивности использования каждого j-го ВС в момент времени $t \in [t_н^*, t_к^*]$ от $\omega_{ср}(t_н^*, t_к^*)$. В знаменателе – величина относительного остатка ресурса j-го ВС до очередной формы трудоемкого ТО.

Содержательная интерпретация значений $k(t)$ проводится с учетом значений описанных выше индикаторов пересечения границ внутреннего и внешнего конусов применительно к каждому из экземпляров ВС и предусматривает приоритет, с точки зрения результативности, такого плана использования и соответствующего ему плана ТО для которого значение $k(t)$ будут меньшими.

Отличительными особенностями расчетов значений $k(t)$ является следующее: значения входящих в выражение для $k(t)$ величин могут рассчитываться в различных единицах исчисления наработки из числа применимых для типа ВС; при отсутствии для некоторых ВС значений дат $D_j^*(\varphi_j^l)$ в пределах интервала $[t_н^*, t_к^*]$ возможность его расчета не исключается, т.к. все необходимые для расчета $k(t)$ величины определимы для любого $t \in [t_н^*, t_к^*]$ при условии что план отхода на ТО (даты $D_j^*(\varphi_j^l)$) не корректировался; аналогичная ситуация имеет место и для случая, когда в момент времени t ВС простаивает на выполнении какой-либо формы трудоемкого ТО; при малых абсолютных значениях $\Delta H_j^{\varphi_j^l}(t)$ (меньших, например, чем наработка за минимальный по продолжительности полет входящий в рассматриваемый вариант плана использования), такие значения принимаются равными наработке за такой полет, что исключает возникновение неопределенности при расчетах $k(t)$ и не приводит к значимым погрешностям при интерпретации значений $k(t)$.

Абсолютные значения $k(t)$ будут иметь достаточно близкие, но разные значения, для различных эксплуатантов. Это связано с особенностями условий и характеристик процессов использования и ТО у конкретных эксплуатантов. Однако это не влияет на указанную выше его содержательную интерпретацию. Вследствие этого сравнительна оценка значений $k(t)$ у различных эксплуатантов не предусматривается.

Предложенные индикаторы и значения $k(t)$ в пределах заданного календарного интервала можно использовать для решения следующих значимых для эксплуатанта задач:

оценки выполнимости и соответствующего упорядочения по значениям $k(t)$ установленных в пределах этого интервала дат плана отхода на очередные трудоемкие формы ТО, при внесении изменений в план использования парка ВС, а также внесенных корректировок в даты плана отхода на очередные трудоемкие формы ТО при условии, что такой откорректированный план является выполнимым из условий достаточности ресурсов располагаемых эксплуатантом для выполнения необходимых работ по ТО.

Выводы

Для достаточно общей, включая наличие отличий в программах ТО экземпляров ВС, постановки задачи оценки и упорядочения планов использования и отхода на трудоемкое ТО парка ВС эксплуатанта, предложены критерии базирующиеся на характеристиках затрат временных ресурсов, которые позволяют на заданном календарном интервале времени и применительно к установленным для этого интервала датам отхода на очередные трудоемкие формы ТО проводить индикацию необходимости проведения оценки выполнимости сформированных вариантов планов ТО, а также их упорядочение при внесении в них изменений. Сформулированы условия, по которым выбирается ширина календарного интервала планирования, для которого проводятся оценки с использованием предложенных критериев.

Предложенные критерии имеют простую и очевидную содержательную интерпретацию и достаточно легко вычисляемые исходные данные, что позволяет рекомендовать их для практического использования эксплуатантами и поставщиками таких услуг.

Целесообразными направлениями развития положений данной статьи является построение критериев, позволяющих проводить подобные оценки для более длительных календарных интервалов, а также включающих характеристики затрат по нескольким видам ресурсов.

Список литературы

1. JAR-OPS 1. Commercial Air Transportation (Aeroplanes). Amendment 6, 1 August 2003 - Printed and distributed by Westward Digital Limited, 37 Windsor Street, Cheltenham, Glos. GL52 2DG, United Kingdom on behalf of the Joint Aviation Authorities Committee.

2. EASA. Part M. (ANNEX I. COMMISSION REGULATION (EC) № 2042/2003 of 20 November 2003 on the continuing airworthiness of aircraft and aeronautical products, parts and appliances, and on the approval of organisations and personnel involved in these tasks).

3. *Орлов О.В.* Керування процесами технічного обслуговування авіаційної техніки: Навч. посібник. – К.: НАУ,2001. – 108 с.

4. *Harry A. Kinnison.* Aviation maintenance management. - McGraw-Hill Professional, 2004. – 299pp.

5. Сайт http://www.amtonline.com.

6. *Орлов А.В.* Управление процессом технического обслуживания парка воздушных судов эксплуатанта на основе поэтапно-сезонного принципа. / Проблемы информатизации и управления: Сб. научн. тр. вып. 3. – Киев: КМУГА, - 1998. – С. 231-238.

УДК 681.3.069:681.3.015

Є.А. Сапелюк, кандидат технічних наук,
(Національний авіаційний університет, Україна),
Ю.М. Чоха, кандидат технічних наук
(Авіапідприємство ТОВ «КБ Вертикаль», Україна)

КОНЦЕПТУАЛЬНІ ОСОБЛИВОСТІ СТРАТЕГІЇ ЕКСПЛУАТАЦІЇ АВІАТЕХНІКИ ЗА ТЕХНІЧНИМ СТАНОМ З КОНТРОЛЕМ РІВНЯ ЛЬОТНОЇ ПРИДАТНОСТІ

Розглядаються концептуальні особливості реалізації нової стратегії експлуатації складних об'єктів авіатехніки з використанням критерія рівня льотної придатності.

Відповідно до ГОСТ 24212-80 стратегія експлуатації технічного об'єкта являє собою систему правил управління технічним станом (ТС) даного об'єкта у процесах його використання за призначенням, при технічному обслуговуванні (ТО) і ремонті.

У поточний час стандартизовані наступні види стратегій: а) до відпрацювання ресурсу (строку служби); б) до передвідмовного стану (або за ТС з контролем параметрів); в) до відмови (або за ТС з контролем рівня надійності) [1].

У якості основної ознаки, що характеризує стратегію експлуатації авіаційних газотурбінних двигунів (ГТД), приймають характер та повноту інформації про їх поточний ТС та надійність, яка використовується при призначенні періодичності й об'єму регламентних (ремонтних) робіт. Досконалість й ефективність виду стратегії і програми її реалізації визначається ступенем взаємодії між об'єктивно існуючим процесом зміни ТС авіадвигуна і процесом його експлуатації, призначеним для збереження (підтримки) його льотної придатності та працездатності (справності). В даний час більшість авіакомпаній використовують стратегію експлуатації і програму ТО ГТД за ресурсом (строком служби), що базуються на періодичному виконанні заданих обсягів профілактично – відновлювальних (ремонтних) робіт через заздалегідь запланований час напрацювання (чи календарного строку) незалежно від їх фактичного поточного ТС. При цьому забезпечується дуже слабка взаємодія між зазначеними процесами підтримки справності і надійності ГТД, що експлуатуються, та ефективністю їх використання. Встановлено, що найбільш тісний зв'язок між цими процесами дозволяють забезпечити програми ТО ГТД, що базуються на стратегії експлуатації за ТС з контролем параметрів. У цьому випадку у процесі експлуатації авіадвигуна обсяг та зміст профілактично - відновлювальних (ремонтних) робіт призначається відповідно до визначеного методами і засобами діагностики реальним (поточним) ТС даного екземпляру ГТД (і/або їх конструктивних вузлів, елементів). Проведені розрахунки та практика передових світових авіакомпаній показують, що при упровадженні стратегії експлуатації об'єктів авіатехніки за ТС можна скоротити витрати на їх ТО на 30 - 40% [2,3].

Але зважаючи на те, що більшість сучасних авіаційних ГТД, що експлуатуються в авіакомпаніях України, відносяться до типу двигунів низького рівня контролепридатності, а оцінка їх ТС існуючими методами і засобами здійснюється лише на 1-му рівні глибини діагностування (об'єкт в цілому), застосування для них стратегії експлуатації за ТС з контролем параметрів виявляється неможливим. У зв'язку з цим упровадження розроблених автором інтелектуальних методів поточного контролю та діагностування до вузла (елемента) проточної частини ГТД [4,5] у сукупності з системою діагностування „діагноз - якість - надійність"[6] дозволяє запропонувати концептуально нову стратегію експлуатації ГТД до передвідмовного стану, а саме стратегію експлуатації авіадвигунів за ТС з контролем рівня льотної придатності (ЛП).

Модель стратегії експлуатації об'єкта авіатехніки за ТС з контролем рівня ЛП

Основною характерною та відмінною рисою нової стратегії експлуатації є визначення і контроль поточного рівня ЛП конкретного екземпляру ГТД, що знаходиться в умовах

регулярної експлуатації. Методика оцінки рівня ЛП авіаційного ГТД базується на використанні концепції системи поточного контролю та діагностування проточної частини ГТД щодо визначення поточних величин показників технічного діагнозу ($K_\Sigma(t_i)$), якості ТС ($W_{si}[K_{\Sigma i}(t_i)]$) та надійності функціонування ($P_{si}[K_{\Sigma i}(t_i)]$) [6] та її реалізації в концептуальній моделі стратегії експлуатації ГТД за ТС з контролем рівня ЛП, яка зображена на рис. 1.

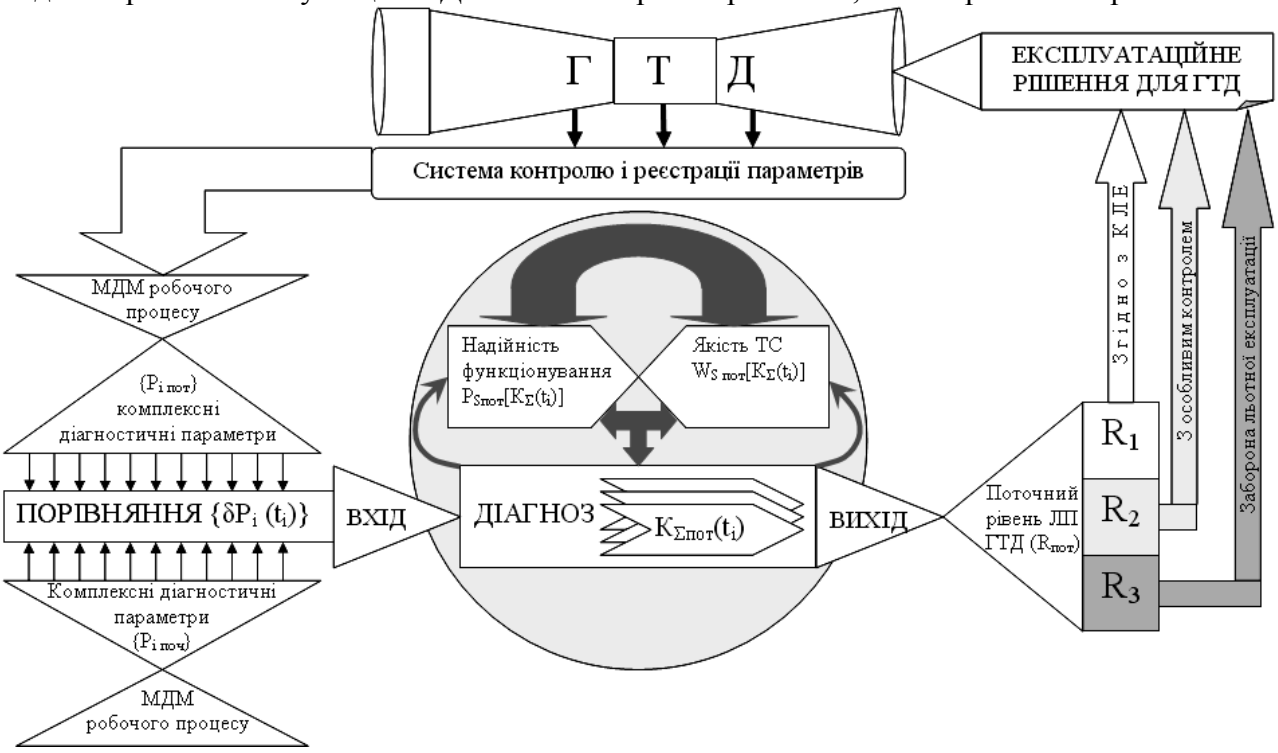


Рис. 1. Концептуальна модель стратегії експлуатації ГТД за ТС з контролем рівня ЛП

В цій моделі ранжування принципових рівнів ЛП здійснюється відповідно до таблиці 1. Графічна інтерпретація застосування вищезазначеної стратегії представлена на рис.2 і 3.

Отже, методика визначення поточного рівня ЛП авіаційного ГТД полягає у наступному:

– визначається поточне значення показника рівня ЛП ($R_{пот}$) за співвідношенням

$$R_{пот} = \sqrt{(1 - K_{\Sigma\,пот})^2 + W^2_{S\,пот} + P^2_{S\,пот}}\,, \qquad (1)$$

де $K_{\Sigma\ пот}$, $W_{S\ пот}$, $P_{S\ пот}$, - поточні значення показників відповідно технічного діагнозу, якості ТС та надійності функціонування ;

– якщо поточне значення показника рівня ЛП ($R_{пот}$), що визначене за (1), знаходиться в межах 1 – го рівня ЛП (табл. 1) $R_{пот} \in \{R_1\}$, (2)

то воно відповідає "достатньому" рівню ЛП ГТД (табл. 1), який характеризується "докритичним" діапазоном у системі діагностування [6], при якому його ТС оцінюється як "справний", "доброго" ступеня якості та "заданого" рівня надійності функціонування, а експлуатаційне рішення полягає у дозволі здійснення режимів льотно – технічної експлуатації (ЛТЕ) даного екземпляру ГТД згідно з керівництвом з льотної експлуатації (КЛЕ), а його ТО здійснюють згідно з регламентом оперативного ТО (ОТО) типового ГТД;

– якщо поточне значення показника рівня ЛП ($R_{пот}$), що визначене за (1), знаходиться в межах 2-го рівня ЛП (табл. 1) $R_{пот} \in \{R_2\}$, (3)

то воно відповідає "допустимому" рівню ЛП ГТД, який характеризується "критичним" діапазоном у системі діагностування [6], при якому його ТС оцінюється як "несправний", але "працездатний", "задовільного" ступеня якості і "допустимого" рівня надійності функціонування, а експлуатаційне рішення полягає у дозволі здійснення режимів ЛТЕ даного екземпляру ГТД з обмеженнями певних параметрів, а його ТО здійснюють згідно з регламентом оперативного ТО з особливим контролем динаміки деградації ТС ідентифікованого несправного конструктивного вузла (елемента) ГТД, що діагностується;

– якщо поточне значення показника рівня ЛП ($R_{пот}$), що визначене за (1), потрапляє в межі 3 – го рівня ЛП (табл. 1) $R_{пот} \in \{R_3\}$, (4)

то воно відповідає "недопустимому" рівню ЛП ГТД, який характеризується "закритичним" діапазоном у системі діагностування [6], при якому його ТС оцінюється як "непрацездатний", "незадовільного" ступеня якості і "недопустимого" рівня надійності

Таблиця 1 – Ранги принципових рівнів ЛП ГТД

Рівні ЛП ГТД (R_i)	Векторне подання показника рівня ЛП ($\vec{R}_1$)	Діапазон абсолютних значень показника рівня ЛП $\{R_i\}$	Характеристика рівня ЛП ГТД та експлуатаційне рішення
1. Достатній (R_1)	$\vec{R}_1 = \vec{K}_{\Sigma 1} + \vec{W}_{S1} + \vec{P}_{S1}$	$\sqrt{\left(1 - K_{\Sigma 1\langle \min \rangle}\right)^2 + W_{S1\min}^2 + P_{S1\min}^2} \le$ $\le R_1 \le \sqrt{K_{\Sigma 0}^2 + W_{S0}^2 + P_{S0}^2}$	Технічний стан проточної частини ГТД: „справний”, „доброго” ступеня якості та "заданого" рівня надійності функціонування Режим ЛТЕ → згідно з КЛЕ без обмежень Режим ТО → за регламентом ОТО
2. Допустимий (R_2)	$\vec{R}_2 = \vec{K}_{\Sigma 2} + \vec{W}_{S2} + \vec{P}_{S2}$	$\sqrt{\left(1 - K_{\Sigma 2\langle \min \rangle}\right)^2 + W_{S2\min}^2 + P_{S2\min}^2} \le R_2 <$ $< \sqrt{\left(1 - K_{\Sigma 1\langle \min \rangle}\right)^2 + W_{S1\min}^2 + P_{S1\min}^2}$	Технічний стан проточної частини ГТД: „несправний”, але „працездатний”, „задовільної” якості та „допустимого” рівня надійності функціонування Режим ЛТЕ → з обмеженням Режим ТО → за регламентом ОТО з особливим контролем
3. Недопустимий (R_3)	$\vec{R}_3 = \vec{K}_{\Sigma 3} + \vec{W}_{S3} + \vec{P}_{S3}$	$R_3 < \sqrt{\left(1 - K_{\Sigma 2\langle \min \rangle}^2\right) + W_{S2\min}^2 + P_{S2\min}^2}$	Технічний стан проточної частини ГТД: „непрацездатний”, „незадовільної” якості та „недопустимого” рівня надійності функціонування Режим ЛТЕ → заборона ЛТЕ Режим ТО → за регламентом ПТО

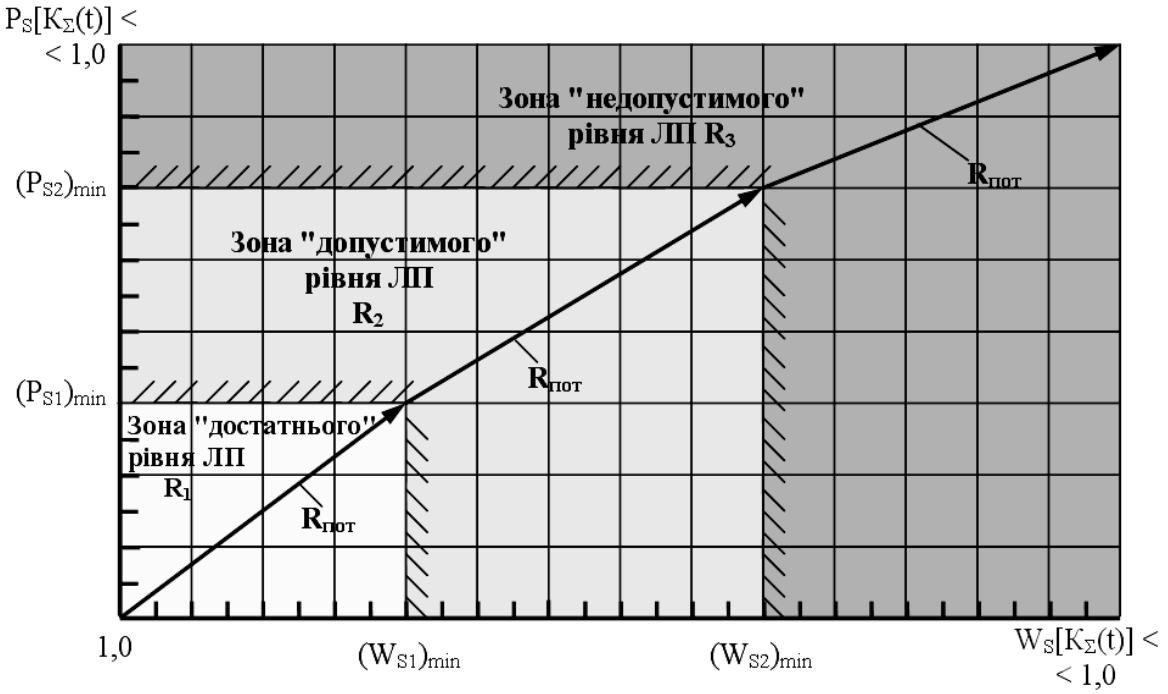


Рис. 2. Графічне визначення поточного рівня льотної придатності ГТД як об’єкта експлуатації з використанням концепції системи поточного контролю та діагностування типу „діагноз-якість-надійність” у двомірній системі координат

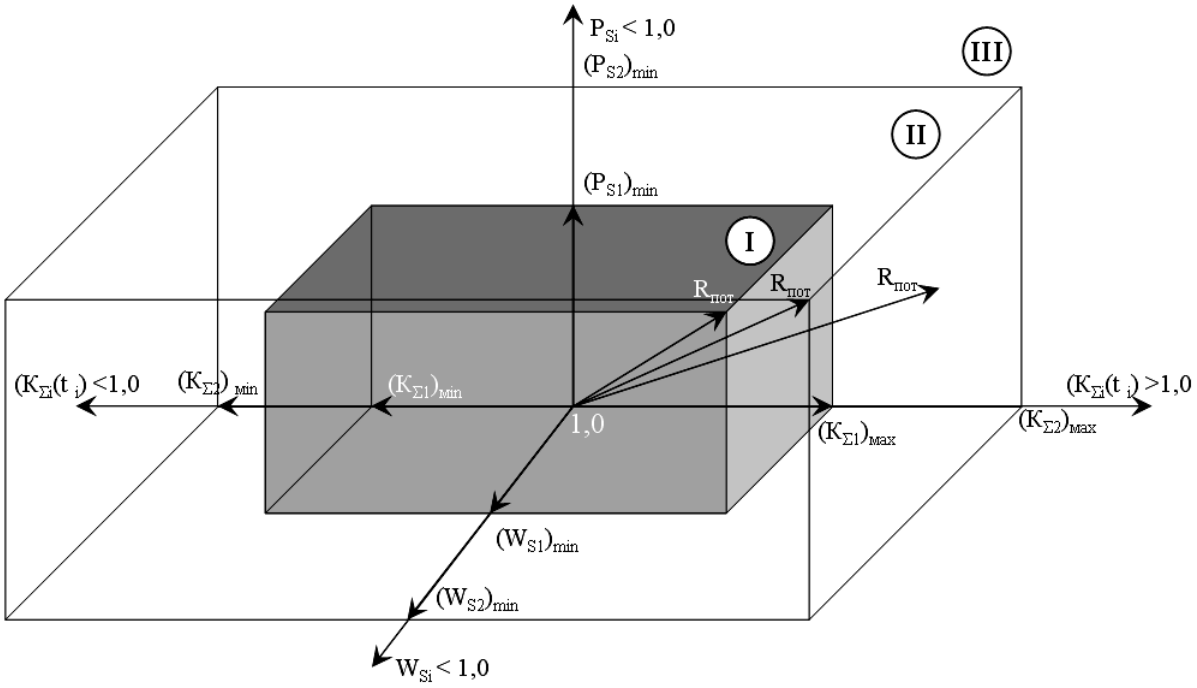


Рис. 3. Графічне визначення поточного рівня ЛП ГТД з діагностуванням до вузла проточної частини у трьохмірній системі координат

функціонування, а експлуатаційне рішення полягає у безумовній забороні ЛТЕ даного екземпляру ГТД та обов'язковому проведенні на ньому комплексу профілактично – відновлювальних робіт за формою регламенту періодичного ТО (ПТО) або за формою ремонту типового ГТД.

Висновки

Запропонована методологія стратегії експлуатації авіаційних ГТД за технічним станом з контролем рівня льотної придатності, яка реалізована у вигляді концептуальної моделі та методиці аналітичного й графічного визначення поточного показника рівня ЛП ГТД, дозволяє оперативно приймати авіаперсоналу експлуатаційне рішення щодо реалізації поточних режимів льотно - технічної експлуатації конкретного екземпляру ГТД, що діагностується, та режимів проведення на ньому технічного обслуговування.

Література

1. *Смирнов Н.Н.,* Ицкович А.А. Обслуживание и ремонт авиационной техники по состоянию – М.:Транспорт, 1987. –272 с.

2. *Игнатов В.А.,* Тараненко А.Г. Авиационные системы диагностирования. –Киев.: КИИГА, 1991. –104 с.

3. *Безпека* авіації / В.П. Бабак, В.П. Харченко, В.О. Максимов та ін.; За ред. В.П. Бабака. – К.: Техніка, 2004. – 584 с.

4. *Чоха Ю.М.,* Лихоманенко В.А., Федорчук О.П. Реалізація комплексного контрольно-розрахункового методу діагностування в середовищі експертної системи типового ГТД // Труди Національної академії оборони України. –2005. –Вип. № 58. –С.297-302.

5. *Чоха Ю.М.,* Смаглюк В.М., Хабаров Ю.В. Алгоритм реалізації комбінованого функціонального методу ідентифікації несправного вузла типового ТРДД // Збірн. наук. праць ЦНДІ ЗС України. – 2005. - №3. – С. 160-170.

Чоха Ю.М. Концепція системи поточного контролю та діагностування ГТД "діагноз – якість – надійність" // Вестник двигателестроения. – Запоріжжя: ОАО "Мотор Січ", 2006 - №1. – С. 46-51.

УДК 629.735.083.03.004.58:007.001(047.31)

Є.А. Сапелюк, кандидат технічних наук
(Національний авіаційний університет, Україна)

ПРЕДМЕТНА ОБЛАСТЬ ЕКСПЕРТНОЇ СИСТЕМИ ДІАГНОСТУВАННЯ АВІАДВИГУНІВ

У статті розглядається структура та особливості функціонування предметної області, як окремої складової комплексу "об'єкт діагностування – експертна система". У зв'язку з тим, що у предметній області вирішуються допоміжні задачі для забезпечення роботи експертної системи, вона є окремим предметом досліджень.

Опис проблеми

Експертна система (ЕС) діагностування авіаційних двигунів (АД) являє собою програмний продукт, у який, через відповідні інтерфейси, надходить різнопланова інформація щодо технічного стану двигунів. Інформація може бути числовою, у вигляді конкретних значень параметрів робочого процесу, або мати лінгвістичний тип [1]. Для аналізу числової інформації в експертні системі вбудовуються відповідні програмні та аналітичні блоки, які пов'язані між собою логічними зв'язками. Основу цих блоків складають бази знань, бази даних та бази правил. Ці бази повинні постійно поповнюватись відповідною інформацією для забезпечення постійного та тривалого функціонування експертної системи. Інформація надходить із різних джерел. Додатково використовуються математичні моделі роботи двигунів, особливо їх проточних частин [2].

Саму математичну модель закладати у програму експертної системи нема сенсу, так як її функція полягає у визначені діагностичних одиничних та комплексних параметрі, які подальше слід вводити у експертну систему і, за допомогою яких, визначати місце та причина появи пошкодження у вузлах проточної частини двигуна. Тобто математична модель виконує допоміжну функцію і її розробка, аналіз, експериментальна перевірка її адекватності та подальша робота з нею повинна здійснюватись за межами ЕС. Аналогічна ситуація виникає з спектральним аналізом масла. Процес аналізу масла здійснюється в лабораторіях, а результати надходять до експертної системи у вигляді числових значень концентрації продуктів зношування. До того ж результати спектрального аналізу масла характеризують технічний стан вузлі, які працюють в умовах тертя і не визначають стан проточної частини двигуна. Використання скловолоконної оптики теж не вирішує задачі безпосереднього внесення отриманої інформації у експертну систему.

Додаткова проблема виникає при наявності лінгвістичної інформації щодо стану АД. Інформація такого типу надається у вигляді предикатів і не може використовуватись безпосередньо у ЕС. Предикати необхідно перетворювати у вигляд, придатний для використання у експертній системі. Таким чином, значна кількість інформації про технічний стан двигунів повинна попередньо оброблятися та аналізуватися. Ці процеси слід здійснювати у предметній області, яка являє собою сукупність логічних, фізичних, математичних та інструментальних засобів, за допомогою яких здійснюється попередня обробка інформації перед введенням її до ЕС.

Характерно, що практично не існує методів або методик, які б практично визначали обсяг предметної області, структуру та її задачі. Тобто предметна область стає самостійним об'єктом дослідження.

В той же час предметна область, як об'єкт дослідження, має подвійне призначення. З одного боку, вона сприймає властивості авіаційного двигуна, як об'єкта діагностування (ОД), та властивості експертної системи, яка вирішує практично усі задачі визначення технічного стану АД на усіх етапах його життєвого циклу. З іншого боку предметна область являє собою сукупність певних засобів, програмного або методичного забезпечення їх

роботи та фахівців, які вивчають властивості об'єкта діагностування та властивості експертної системи. Теоретично у предметній області здійснюється поєднання таких властивостей і, наразі, якщо такі властивості відповідають одне одному, сукупність авіаційний двигун – експертна система буде гармонійно існувати.

Постановка задачі

У зв'язку з цим, для створення предметної області необхідно з'ясувати суть її роботи та розробити структуру, яка б описувала взаємодію властивостей АД та ЕС, і визначити задачі, які будуть в ній вирішуватись. Взаємодія між об'єктом діагностування та експертною системою повинна бути такою, щоб усі властивості ОД були прийняти системою. Властивості ОД проявляються у вигляді певних значень робочих параметрів ГТД, результатів обстежень його стану під час технічного обслуговування та ознак, які супроводжують появу та розвиток відмов або несправностей [3]. Властивості об'єкта діагностування можуть змінюватися у зв'язку з великим наробітком, або у зв'язку з доробками конструкції, зміненням режиму експлуатації тощо.

Для фахівців з експлуатації дуже важливо знати та уміти аналізувати змінення параметрів робочого процесу. На цій основі практично може здійснюватись діагностування двигунів або визначення стану паливно-регулюючої апаратури.

З іншого боку, експертна система повинна бути збудована таким чином, щоб мати можливість фіксувати усі параметри ГТД, накопичувати інформацію про стан двигунів, який визначено в процесі ТО або ремонту і який не приводив до змінення параметрів або появи певних ознак.

Отже, властивості об'єкту діагностування та експертної системи повинні бути узгоджені, що забезпечить ефективну оцінку технічного стану ОД та визначення конкретного вузла або агрегату, несправність яких приводить до порушення робото здатності ГТД.

Але, практично, така узгодженість досягається тільки у певному періоді експлуатації двигунів. Цей період виникає при наробітку ГТД, яка відповідає, приблизно, середині ресурсу до першого ремонту або міжремонтного ресурсу [4].

На початку експлуатації двигунів, як відомо, виникає період приробітку, який характеризується зміненням параметрів робочого процесу. У багатьох випадках це не приводить до дострокових замін усієї сукупності двигунів, які знаходяться на експлуатації, але потребує регулювання або заміни окремих ГТД. Якщо такі змінення параметрів приймаються експертною системою і воно адекватно реагує на ці явища, то діагностичний процес здійснюється задовільно.

Властивість експертної системи полягає у її спроможності сприймати кожен параметр, кожну ознаку, сукупність значень параметрів та сукупність ознак, які виникають на об'єкті діагностування. Тобто, експертна система повинна мати певні умовні канали для сприймання кожного параметра та кожної ознаки несправностей об'єкта діагностування.

До того ж властивості АД, як об'єкта діагностування, виявляються у вигляді зауважень екіпажу щодо появи окремих ознак несправного стану двигуна. Ці зауваження носять лінгвістичний тип і для визначення причини або місця виникнення пошкодження необхідно залучати експертів. Останні будуть висловлювати свої тлумачення поза межами експертної системи, тобто у предметній області. Аналіз думок експертів, які теж мають лінгвістичний тип, і перетворення їх у вид, придатний для використання в ЕС, теж повинно здійснюватись у предметній області. Тому експертна система повинна мати конали для сприймання попередньо підготовленої лінгвістичної інформації. Отже, теоретично, предметно область має складатись з певних об'єктів обробки інформації та каналів, по яким дані надходять до експертної системи.

Функціональна схема предметної області, як об'єкта дослідження та зв'язків між компонентами предметної області надана на рис. 1.

Інформація експертів відрізняється невизначеністю і за змістом являє собою лінгвістичні дані. До того ж така інформація носить імовірний характер і не завжди з достатньою точністю визначає причини появи нових ознак порушення працездатності об'єкта діагностування. Особливість такої інформації потребує її перетворення за допомогою інженерів по знанням (8). Завдання інженерів полягає в представленні лінгвістичної інформації експертів у вигляді, який буде сприйматися експертною системою. Інформація від інженерів повинна надходити по каналу (9) до блоку (або підсистеми) аналізу сингулярних даних (10). Дуже часто інформація від об'єкта діагностування не сприймається експертною системою у зв'язку з тим, що вона є новою, раніше не появлялась і ЕС не підготовлені для її використання.

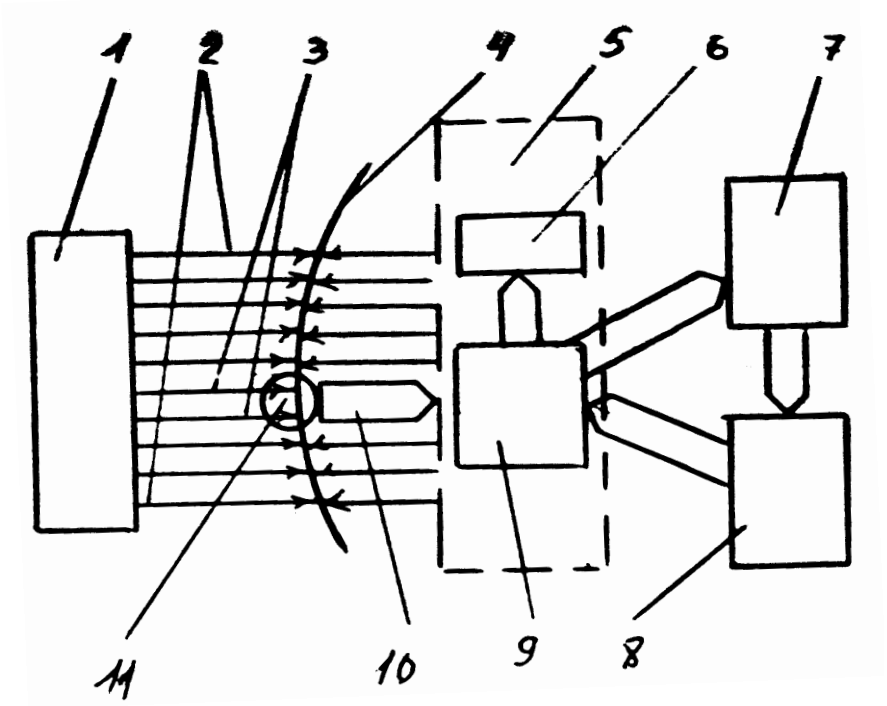


Рисунок 1 - Схема функціонування об'єкта дослідження

1 – об'єкт діагностування; 2- робочі параметри та ознаки об'єкта діагностування; 3 – нові ознаки несправності об'єкта; 4- умовна область поєднання властивостей об'єкта діагностування та експертної системи; 5 – експертна система; 6 – блок накопичення сингулярної інформації; 7 – група експертів; 8 – інженери по знаннях; 9 – субсистема обробки сингулярної інформації; 10 – потік сингулярної інформації; 11 – зона сингулярності.

Це означає, що конкретні зовнішні ознаки несправності двигуна, або відхилення параметрів виникли вперше. У такому випадку з'являється зона сингулярності, а при наявності декількох нових ознак, то і потік сингулярної інформації. Така інформація виникає досить часто і обумовлена значною кількістю чинників: змінення умов експлуатації об'єкта діагностування, порушення режиму його використання, не якісне виконання технічного обслуговування тощо. Сингулярна інформація є важливою для процесу діагностування двигунів, вона буде використовуватись і повинна накопичуватись у експертній системі, тому що ця інформація визначить портрет нових пошкоджень двигуна, буде свідчити про необхідність розробки заходів щодо підвищення якості технічного обслуговування або про необхідність уточнення режимів використання об'єкта діагностування.

Усі наведені на рис. 1 складові функціонують за межами експертної системи та об'єкта діагностування і, у сукупності, являють собою предметну область. Головним предметом дії

цієї області є дані, що надходять безпосередньо від об'єкта діагностування, екіпажу та інших джерел (характеристики, ознаки, номенклатура параметрів робочого процесу, а також лінгвістична інформація щодо стану АД). Наряду з експертами важливу роль у предметній області відіграють інженери по знаннях. Це особлива категорія фахівців, які повинні володіти математичним та логічним апаратом перетворення різного виду інформації , в тому числі лінгвістичної, уміти кодувати отримані дані та вносити їх експертну систему за допомогою відповідних інтерфейсів. Часто інженери по знаннях виконують функції користувачів експертної системи, взаємодіють з нею, вносять додаткові дані і, врешті решт, отримують результати діагностування двигунів. Слід зауважити, що інколи практичні результати діагностування неможливо отримати у зв'язку малим обсягом попередньої інформації або з інших причин. Ця обставина спонукає користувачів підготовлювати пропозиції по результатах роботи експертної системи для ОСОБИ, ЯКА ПРИЙМАЄ РІШЕННЯ (ОПР) та розроблює керуючі дії для підтримання льотної придатності повітряних суден та авіаційних двигунів на належному рівні. Конкретні рішення, які може прийняти ОПР залежать від багатьох чинників, і у першу чергу від залишку ресурсів об'єкта діагностування, ступеню його контролепридатності, характеру зовнішньої ознаки, загальної надійності типових об'єктів діагностування.

Висновки

1. Предметна область є важливим компонентом система "об'єкт діагностування-експерта система", у якому об'єднуються властивості обох складових та здійснюється попередня обробка різного типу інформації.

2. Предмета область повинна буди скомпонована для вирішення задач різного типу та змісту і насичена необхідним обладнанням, вимірювальною апаратурою, мати методичне та математичне забезпечення та фахівців – експертів, інженерів по знаннях з метою приведення інформації у вигляд, придатний для використання в експертній системі.

Література

1. *Volponi A.J., Brotherton T., Luppold R., Simon L. D.* Development of an information Fusion System for Engine Diagnistics and Health Management.- NASA/TM-2004-212924.

2. *Богуслаев А.В., Дубровин В.И., Набока И.А.* Информационные технологии поддержки жизненного цикла изделий в авиадвигателестроении / Радіоелектроніка. Інформатика. Управління. №1, 2004, с. 136-145.

3. *Жернаков С.В.* Экспертная система с нейросетевыми базами знаний для определения разладки параметров авиационного ГТД// http:// library. mephi.ru/scientific-session/2002/Neuro_2/1327.

4. *Панин В.В., Кинащук И.Ф., Орланов В.И.* Способ оценки технического состояния компрессоров ГТД // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – Х.: НАУ "ХАИ". – 2001. – Вип. 26. С. 236-239.

5. *Мушик Э., Мюллер П.* Методы принятия технических решений. - М.: Мир, 1990. - 208 с.

6. *Леоненко А. В.* Нечеткое моделирование в среде VATLAB и fuzzy TECH. - «БХВ-Петербург», Санкт- Петербург.- 2005. С. 720.

УДК 629.735.064.333

В.С. Бутько, кандидат технических наук,
Е.Н. Сябрюк
(Национальный авиационный университет, Украина)

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ АВТОМАТИЧЕСКИХ РЕГУЛЯТОРОВ ГИДРОСИСТЕМ

Выполнено сопоставление теоретических и экспериментальных результатов для регуляторов непрямого действия.

В системах регулирования используются регуляторы непрямого действия, которые состоят из двух каскадов. Первый каскад выполняет роль чувствительного элемента, а второй – связан с регулирующим исполнительным органом. Во втором каскаде имеет место различных рабочих площадей, от соотношения которых зависит характеристика регулятора в целом.

В регуляторе с уравновешенными площадями давление в межклапанной полости и давление в напорной полости действуют на равные площади затвора основного клапана. В регуляторе с неуравновешенными площадями давление в межклапанной полости действует на большую площадь затвора основного клапана, чем давление в напорной полости. В связи с этим при одинаковых давлениях в межклапанной и напорной полостях клапан будет прижиматься к седлу (рис.1)

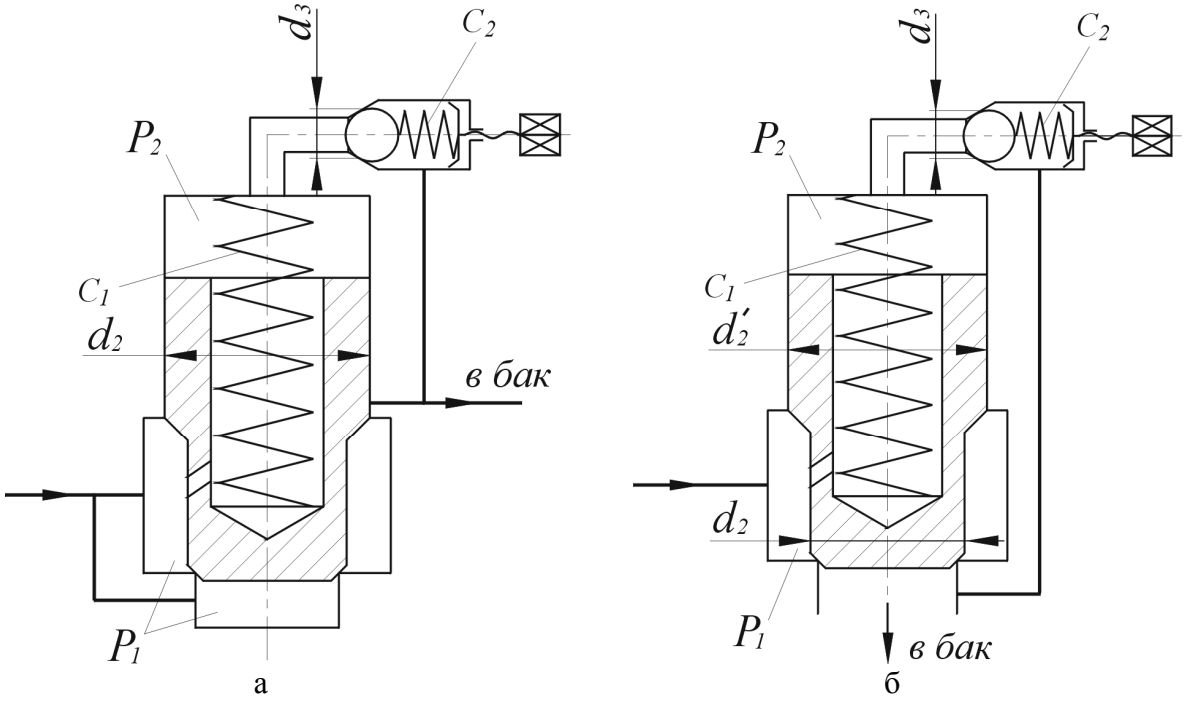


Рис. 1 Схема регулятора давления непрямого действия: а – с уравновешенными площадями, б – с неуравновешенными площадями

Для получения статических характеристик двухкаскадного регулятора с уравновешенными площадями составляем уравнения сил и расходов в установившемся режиме. Данные уравнения позволяют получить зависимости $P_1=f(Q)$: $P_1=f(Q_1)$, $P_1=f(Q_2)$ [1]. Результаты экспериментов представлены в виде графиков $P_1=f(Q)$: $P_1=f(Q_1)$, $P_1=f(Q_2)$ (рис.2).

Во время проведения экспериментальных исследований принято, что данные регуляторы настроены на одинаковое давление. Предохраняемый объем идентичен во всех случаях, а аналогичные параметры регуляторов равны.

Анализ статических характеристик регуляторов с серводействием, построенных для различных усилий затяжки пружины, показал, что статическая ошибка больше у регулятора с неуравновешенными площадями. С увеличением затяжки пружины основного клапана статическая ошибка для обоих видов регуляторов возрастает. Для идеального регулятора с уравновешенными площадями, когда силой трения пренебрегаем и затяжка пружины основного клапана равна нулю, статическая характеристика будет представлять собой выпуклый монотонно возрастающий график. Так как в реальных условиях всегда будет присутствовать трение, то первым в работу будет вступать пилотный клапан (подтекание пилотного клапана из-за увеличенной рабочей площади основного клапана), а затем, при достижении некоторого давления, вступит в работу и основной клапан. Избежать этого подтекания можно, повысив настроечное давление пилотного клапана.

Статическая характеристика пилотного клапана имеет вид вогнутой монотонно возрастающей кривой. Она имеет такой вид потому, что жидкость, проходя через регулятор, проходит два сопротивления: дроссель и пилотный клапан.

Как известно, в эксплуатации при частом срабатывании регуляторов рассматриваемых схем происходит релаксационная усадка пружины основного клапана. Анализ графика P1=f(Q) (рис. 2) позволяет сделать вывод о том, что наименьшее влияние этого фактора наблюдается у регулятора с уравновешенными площадями и автоматическим дросселем, так как его характеристика фактически остается неизменной и разность в настроечном давлении с учетом усилия предварительной затяжки пружины основного клапана и без него составляет около 2%.

Утечки жидкости через пилотный клапан у регулятора с неуравновешенными площадями будут больше, чем через пилотный клапан регулятора с уравновешенными площадями. Поэтому гидросистема с регулятором с неуравновешенными площадями является менее герметичной. С точки зрения эксплуатации целесообразнее использовать регулятор с уравновешенными рабочими площадями. В то же время, сравнивая эти два регулятора, пришлось убедиться, что регулятор с уравновешенными площадями и с

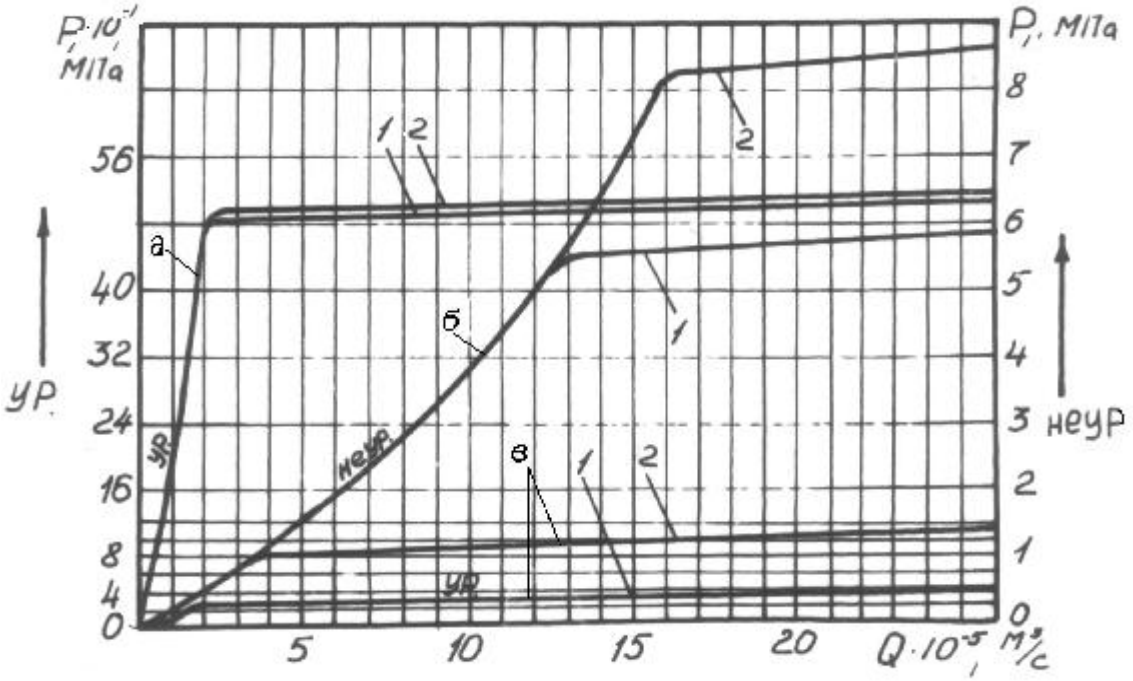


Рис. 2 Статическая характеристика регуляторов давления: а – с уравновешенными рабочими площадями и автоматическим дросселем; б – с неуравновешенными рабочими площадями; в – с уравновешенными рабочими площадями; 1 – без предварительной затяжки пружины основного клапана; 2 – с затяжкой пружины основного клапана

автоматическим дросселем наиболее приемлем в эксплуатации, так как его схема позволяет фактически полностью считать систему с таким регулятором герметичной.

Распределительно-регулирующая и предохранительная аппаратура входит в состав объемного гидропривода. В качестве источников подачи в гидроприводе нашли свое широкое применение аксиально-поршневые насосы. Это насосы регулируемой подачи, в которых регулирование подачи выполняют регуляторы непрямого действия и исследованию которых в составе насоса также уделяется внимание в данной статье, так как в литературных источниках не упомянуто о влиянии неуравновешенности рабочих площадей регуляторов на рабочие характеристики насосов переменной подачи. Поэтому-то и возникла необходимость дополнительного исследования данного влияния.

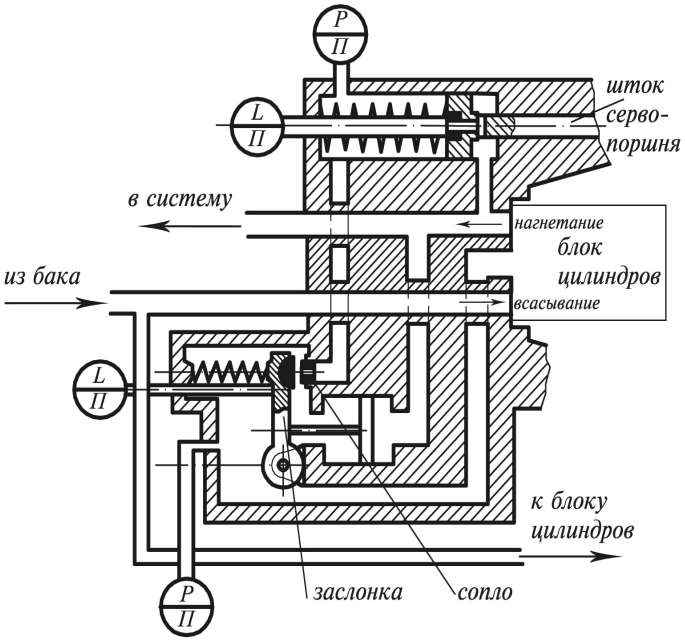


Рис. 3. Конструктивная схема аксиально-поршневого насоса с регулятором подачи типа сопло-заслонка

Исследование проводилось для насоса аксиального типа с наклонным расположением поршней с регулятором подачи типа сопло-заслонка как с уравновешенными, так и неуравновешенными рабочими площадями (рис. 3).

Развитие современной авиационной техники ставит перед промышленностью все более сложные задачи по изготовлению и проектированию изделий, в частности насосов. Так первоначально на этапе проектирования насоса перед конструктором стоит задача – обеспечить требуемую статическую характеристику (минимальную статическую ошибку $\Delta p = p_{max} - p_1$), то есть давление нулевой производительности должно быть p_{max}, а давление выхода на полную производительность Q_{max} – должно быть p_1. Идеальным случаем работы насоса с регулятором независимо от типа регулятора является тот случай, когда он (регулятор) работает в режиме ограничителя давления. Для данного насоса характеристика его работы состоит из трех участков (рис. 4).

С целью анализа влияния неуравновешенности и построения статической характеристики насоса с регулятором типа сопло-заслонка записываем соответствующие уравнения равновесия исполнительных элементов регулятора и уравнение нагрузочной характеристики. Так как эти уравнения уже приводились [2], поэтому приводим окончательное выражение нагрузочной характеристики насоса регулируемой подачи для участка работы регулятора, уравнение будет иметь следующий вид:

$$Q_{н.ф.} = \mathrm{A}\left\{\mathrm{L}_{\max} - \frac{1}{c_1}\left(\left[S - \frac{1}{1+B\left(p-p^*\right)^2}S_0\right]p - \left[S - \frac{1}{1+B\left(p_p-p^*\right)^2}S_0\right]p_p\right)\right\} - k_{ут}p\,,$$

где $A = \frac{\pi d^2}{4}\frac{D_{\text{ср}}}{R} zn$; L_{max} – максимальное перемещение сервоцилиндра; c_1 – жесткость пружины сервоцилиндра; S та S_0 – рабочие площади сервоцилиндра; $B = \left(\frac{4\mu_c d_c}{\mu_{\text{др}} d_{др}} \cdot \frac{\pi d_0^2}{4} \cdot \frac{b}{c_2 a}\right)^2$; d_0 – диаметр плунжера датчика давления регулятора; d_c – диаметр сопла; a і b – длины плеч рычага заслонки; c_2 – жесткость пружины заслонки; p_p – давление, соответствующее моменту включения в работу регулятора подачи; p^* – давление при котором открывается щель между соплом и заслонкой; $k_{ут}$ – утечки жидкости через щель между поршнями в блоке цилиндров.

При проведении экспериментальных исследований были получены данные, которые подтвердили правильность построения математической модели автоматического регулятора насоса переменной подачи (рис. 4).

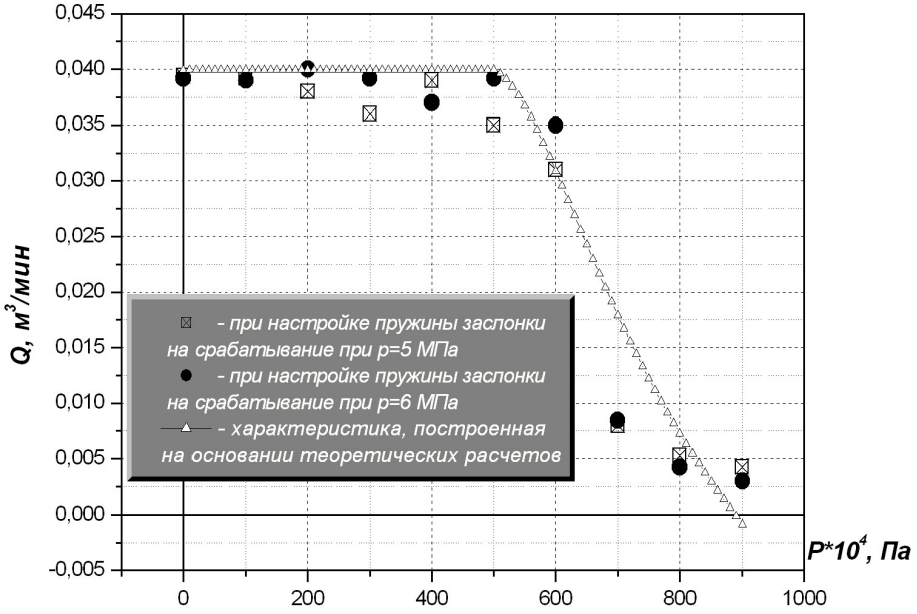


Рис. 4. Статическая характеристика насоса переменной подачи: экспериментальные и теоретические результаты.

В результате обработки теоретических и экспериментальных данных из рис. 4, можно сделать вывод, что отклонение теоретических данных от данных, полученных из эксперимента, не существенное и обусловленное введенными упрощениями. А в целом можно говорить о правильно составной математической модели для данного насоса с автоматическим регулятором.

Список литературы

1. *Порівняння* статичних характеристик регуляторів з зрівноваженими і незрівноваженими робочими площами в умовах їхньої експлуатації. Вісник Національного авіаційного університету. Випуск №3 – 2001. – С. 47-50.

2. *Анализ* статических характеристик автоматических регуляторов. Вісник Сумського державного університету. Серія Технічні науки: науковий журнал. – 2003. – №13(59). – С. 95-102.

3. *Попов Д.Н.* Динамика и регулирование гидро- и пневмо систем. – М.: Машиностроение, 1987. – 464 с.

4. *Чупраков Ю.Ч.* Гидропривод и средства гидроавтоматики. – М.: Машиностроение, 1979. – 232 с.

УДС 621.359.3(045)

В.В. Гаража, к.т.н, проф.
Динь Тан Хынг
(Национальный авиационный университет, Україна)

ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ РАЗРУШЕНИЯ СУСПЕНЗИИ В КВАЗИПОСТОЯННОМ ПОЛЕ ПОЛЯРИЗАЦИОННОГО ЭЛЕКТРООЧИСТИТЕЛЯ

Приведенный результат экспериментальных исследований оценки эффективности очистки авиационных гидравлических, моторных масел и светлых нефтепродуктов поляризационным электроочичтителем от механических загрязнений и эмульсионной воды. Выработаны рекоммендации по варьированию управляющих параметров процесса для достижения наиболее эффективной очистки диэлектрических жидкостей

Введение

Авиационные гидравлические масла стали одним из полноценныых конструктивных элементов гидросистем воздушных судов (ВС), от степенни совершенства которых зависит безопасность эксплуатации, а так же надежность и долговечность авиационной техники. Критерием конструктивного совершенства рабочих жидкостей функциональных систем ВС, и гидравлических в частности, является, в первую очередь, степень их чистоты от механических загрязнений.

Снижние эксплуатационных свойств приводит к повышенному износу и отказу в работе отдельных узлов и агрегатов. На долю жидкостных систем ВС приходится до 50…60 % отказов авиационной техники [1,2].

Формирование проблемы

Объемы научных исследований по обеспечению чистоты светлых нефтепродуктов и авиаГСМ достигли значительных размеров, однако обеспечение чистоты авиационных масел и топлив не в полной мере соответствует требованиям ГОСТ 17216-71. Поэтому остается актуальной проблема совершенствования существующих и разработки новых средств и методов финишной тонкой очистки авационных гидравлических масел и светлых нефтепродуктов.

1.1. Анализ публикаций [3,4,5] показал, что наиболее перспективным методом и технологией очистки светлых нефтепродуктов является очистка диэлектрических жидкостей от механических загрязнений и эмульсионной воды в квазипостоянном электрическом поле.

В работах [6], показано, что наиболее целесообразно разбавленные суспензии и эмульсии разрушат в квазипостоянном электрическом поле поляризационных электроочистителей (ЭО) и электродегидраторов (ЭДГ).

1.2 Цель экспериментальных исследований.

Целью работы является экспериментальная оценка эффективности работы поляризационного ЭО с волокнистой структурой поляризационного наполнителя на финишной тонкой очистке авиационного гидравлического масла «Гидро-Никоиль» и светлых нефтепродуктов.

Основная часть

В качестве критерия оценки эффективности работы ЭО выбран коэффициент очистки ψ. Численное значение коэффициента очистки согласно [5] опредалялось по формуле:

$$\psi = \frac{n_{вх.} - n_{вых.}}{n_{вх.}},$$

где: $n_{вх.}$, $n_{вых.}$ - число частиц в 100см^3 соответственно на входе и выходе ЭО.

Экспериментальные исследования по выбору оптимальных конструктивно-технологических параметров камерных ячеек ЭО проводились на унифицированном модуле камерной ячейки Рис.1.1, который позволяет выполнять варьирование зазора δ - между

вершинами ромбовидного и плоского электродов, и изменять плотность упаковки волокнистого наполнителя, в качестве которого были выбраны нити чисто шерстяной пряжи ГОСТ 17511-83 с диэлектрической проницаемостью 4,2…4,4 и эквалентным диаметром волокон (0,15...0,5) х 10^{-3}м.

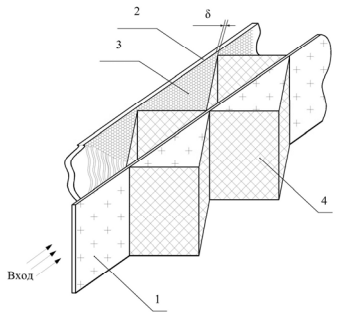


Рис.1.1. Модуль камерной ячейки ЭО:
1 - опорный элемент для крепления сетчатых гофров, формирующих ромбовидную форму сетчатых электродов;
2 - плоский неизолированный электрод;
3 - волокнистый поляризационный наполнитель из нитей чистошерстяной пряжи;
4 - сетчатый гофр (в состав одного сетчатого ромбовидного электрода входит два сетчатых гофра, 4 вершинами зафиксированными на опорном элементе 1).

В качестве исследуемых авиационных гидравлических масел исследовались масла «Гидро-Никоиль» - производство Франции и АМГ-10.
Результаты эксперимента по оценке эффективности работы ЭО предсталенны на рис.1.2, 1.3, 1.4, 1.5, 1.6, 1.7, 1.8.

На рис.1.2 приведены результаты экспериментальных исследований очистки масла «Гидро-Никоиль» от мехпримесей в зависимости от зазора между электродами δ и напряжением на электродах U.

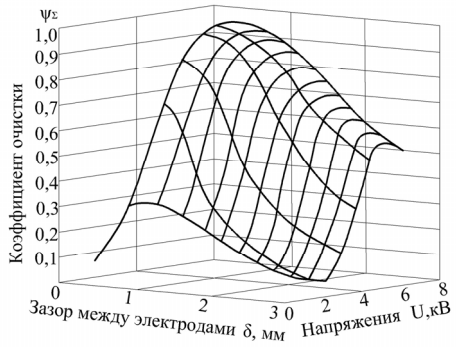


Рис.1.2. Зависимость коэффициента очистки ψ от зазора между электродами δ и напряжения на электродах U

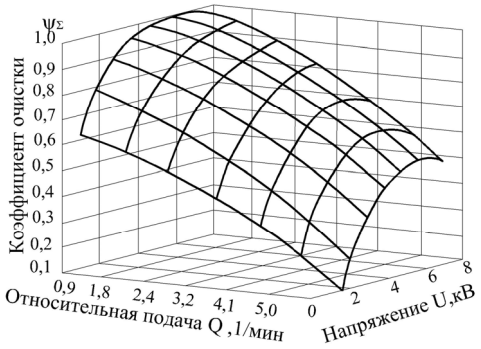


Рис.1.3. Зависимость коэффициента очистки ψ от относительной подачи масла $\overline{Q}$ и напряжения на электродах U

Анализ результатов показывает, что существует область найболее характерных сочетаний значений δ и U, при которых коэффициент очистки достигает ψmax=0,98. Эта область органичена по зазору δ=1,0…1,5 мм и диапазоне напряжения U=6...8 кВ. При δ<1,0 коэффициент очистки уменьшаеться, что обусловлено повышением утечки поляризованного заряда с поверхности поляризационного наполнителя и появления предпосылок к пробою масла в зоне минимального зазора между ромбовидным и плоским электродом (рис.1.1). В диапазоне зазоров от 1 до 1,5мм при U=6…8 кВ коэффициент очистки максимален.

На эффективность очистки существенно влияет гидродинамический режим течения очищаемого масла «Гидро-Никоиль» в межэлектродном пространстве ЭО. Как следует из Рис.1.3, существует область найлучших сочетаний параметров относительно подачи масла $\overline{Q}$ и напряжения U, при которых коэффициент очистки достигает значений 0,99…1. Эта область характеризуется относительной подачей $\overline{Q}$=0,9…1,8 1/мин и напряжением U=6,5…7,5 кВ.

Проведенный эксперимент показал также, что эффективность очистки масла «Гидро-Никоиль» зависит от размера фракционного состава дисперсной фазы суспензий, при чем легче удаляются крупные частицы от 25 и более мкм. Так, уже при U=4 кВ и δ=1,5 мм частицы размером от 25…50 мкм удаляются на 80 %, в то время как частицы от 5…10 мкм

имеют коэффициент очистки не более 0,4. Это вполне объяснимо, так как сила элекрического взаимодействия зависит от размера частиц в кубе, поэтому и коэффициент очистки по крупным частицам (при U=4 кВ и δ=1,5) равен 0,8, а по более мелким 0,4. Увеличение напряжения на электродах приводит к увеличению коэффициента очистки как для крупных (25…50 мкм), так и более мелких частиц (d<10 мкм), но для мелких частиц ψ = 0,95 при U=7,5 кВ, а для частиц d > 25 мкм уже при U= 6 кВ, ψ = 1,0.

На эффективность очистки масла «Гидро-Никоиль» от механических загрязнений оказывает влияние содержание дисперсной фазы в суспензии. рис.1.4

Скорость прокачки и время обработки масла «Гидро-Никоиль» существенно влияют на эффективность очистки, о чем свидетельствуют графики рис.1.5 и рис.1.6.

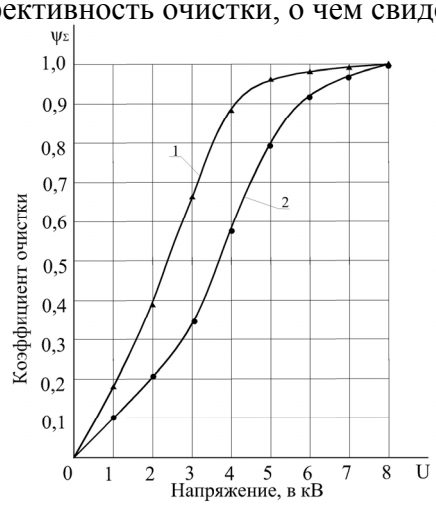


Рис.1.4 Зависимость коэффициента очистки от относительного содержания дисперсной фазы в масле " Гидро-Никоиль" при Q = 3,0 и t = 20°C,

1 - c = 0,00014 2 - c = 0,00154

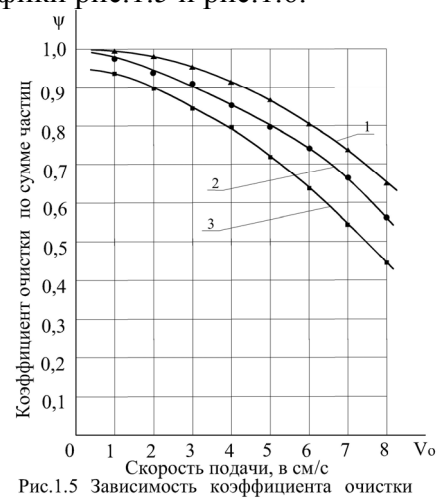


Рис.1.5 Зависимость коэффициента очистки от скорости подачи суспензии для различных значений напряжения на электродах (масло " Гидро-Никоиль", c = 0,0005, t = 20°C)

1- U=7 кВ 2-U= 6 кВ 3-U= 4 кВ

Анализ графиков рис.1.5 показывает, что с увеличением скорости прокачки в 4,5 раза коэффициент очистки уменьшается в 1,97 раза.

Оценка энергетических затрат на финишную очистку гидравлического масла «Гидро-Никоиль» приведена на рис.1.7. Как следует из рис.1.7 напряжения от 0 до 8 кВ, плотность тока растет достигая значения 2,5 мкА/см².

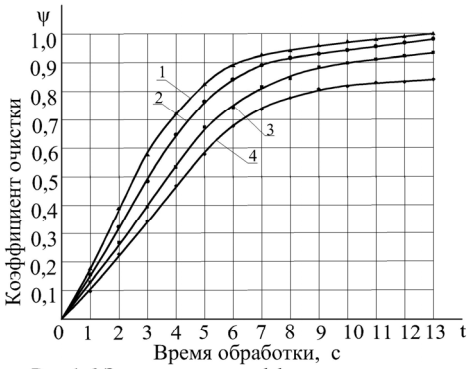


Рис.1.6 Зависимость коэффициента очистки от времени обработки суспензии в электрическом поле ЭО для ряда значений напряжения на электродах (масло "Гидро-Никоиль", c = 0,0005, t = 20°C)

1 - U = 7 кВ 3 - U = 4 кВ
2 - U = 6 кВ 4 - U = 3 кВ

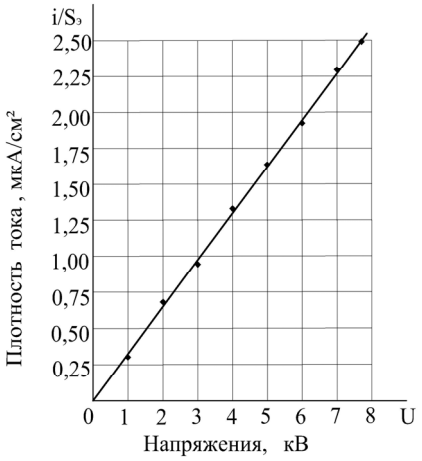


Рис.1.7 Изменение плотности тока от напряжения на электродах ЭО (c = 0,0005, ΔP = 0,2 , наполнитель шерсть, масло "Гидро-Никоиль")

Анализ результатов исследований позволил уточнить область наилучших сочетаний управляющих параметров процесса финишной очистки масла «Гидро-Никоиль» и выполнить разработку проектирования унифицированного модуля одиночной камерной ячейки, на базе которой был изготовлен электроочистительный фильтропакет ЭО.

Общий вид лабораторного образца ЭО показан на рис.1.8. Лабораторные испытания ЭО согласно методике [6], показали высокую эффективность его работы в диапазоне найденных наилучших сочетаний значений управляющих параметров.

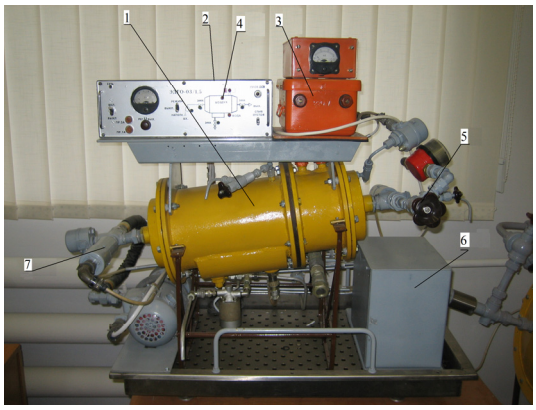


Рис.1.8. Экспериментальный образец электроочистителя:
1 - электроочиститель; 2 - модуль управления; 3 - высоковольтный источник питания;
4 - сигнализаторы наличия воздуха; 5 - гидравлический кран; 6 - низковольтный источник электропитания; 7 - электромагнитный

Предельные концентрации механических загрязнений и свободной воды в очищаемых продуктах были равны соответственно 650 г/т и 250 г/т.

В результате испытаний установлено, что при фиксированной подаче и напряжении в диапазоне от 6 кВ до 7,5 кВ, экспериментальный образец электроочистителя обеспечивает качественную очитку исследуемых жидкостей:

Выводы

1) по трасформаторному маслу – очистку от 14 кл. до 4кл., в 79 раз снижая массовую концентрацию механических загрязнений с 630 г/т до 7 г/т;

2) моторное синтетическое масло «Турбо-Никоиль» из внеклассной жидкости пройдя очистку достигает до 7 кл. чистоты. Снижение поштучной концентрации загрязнений в масле при этом достигает 24 крат;

3) авиационное топливо (керосин) ТС-1 с исходным классом чистоты 14 после очистки соответствует 7 кл. чистоты со снижением поштучной концентрации загрязнений в 14 раз;

4) печное топливо ПТБ из внекласовой жидкости – очистки очищается до 11 кл. чистоты со снижением поштучной концентрации загрязнений в 11 крат.

Список литературы

1. Надёжность гидравлических систем воздушных судов /*Башта Т.М., Бабанская В.Д., Головко Ю.С.* и др.// – М.: «Транспорт», 1986.- 279с.

2. *Аксенов А.Ф.* Износостойкость авиационных топливо-гидравлических агрегатов / *А.Ф. Аксенов, В.А. Лозовский.* – М.: «Транспорт», 1986.- 240с.

3. Патент на винахід (19) (UA) (51) 5ВО3С5/ОО Пристрій для очистки діелектричних рідин / *Гаража В.В, Єрмоленко О.І.;* опубл. 30.06.1997, Бюл. № 3.

4. *Garazha V. V.* The analysis and the trends of electrocleaners develovment Proceedings of the National Aviation University / V. V. Garazha, Y. P. Davidenko, Dinh Tan Hung. – 2005. - № 2. – 45p.

5. *Гаража В.В.* Аналитическая оценка эффективности работы электроочистителя с волокнистым диэлектрическим наполнителем / В.В. Гаража, Динь Тан Хынг // Вестник НАУ–2007. - № 1 – С. 153-158.

6. *Гаража В.В.* Методики оценки эффективности очистки гидравлического масла «Гидро-Никоиль» от механических загрязнений / В.В. Гаража, Динь Тан Хынг // Вестник НАУ. – 2007. - № 4

УДК 629.7.01

Е.Т. Василевский, канд. техн. наук,
П.И. Горобец, канд. техн. наук, О.В.Коновалова
(Авиационный научно-технический комплекс имени О.К. Антонова, Украина)

ПРИМЕНЕНИЕ МЕТОДА КОНЕЧНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ ВЛИЯНИЯ СХЕМЫ АРМИРОВАНИЯ НА УСТОЙЧИВОСТЬ СТЕНОК ИЗ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ С ОТВЕРСТИЯМИ ОБЛЕГЧЕНИЯ

Выполнен численный эксперимент по оценке влияния свойств материала на устойчивость при сдвиговом нагружении пластин из слоистого композиционного материала: гладких и имеющих отверстие в центре пластины. Разработана методика моделирования объекта и расчета устойчивости пластины при действии сдвиговой нагрузки с помощью вычислительного комплекса NASTRAN MSC Software.

Научно-технический прогресс в авиации привел к росту объема применения деталей, узлов и агрегатов из композиционных материалов на полимерной матрице (ПКМ). В категорию таких деталей попадают стенки нервюр и лонжеронов несущих и управляющих поверхностей. Подобные стенки можно представить в виде плоских пластин, воспринимающих в основном сдвиговые нагрузки, передаваемые с поясов нервюры или лонжерона, и имеющих обычно отверстия, служащих как для облегчения конструкции, так и для прохода коммуникаций, возможности проведения сборки, осмотра или ремонта. Несмотря на свою важность, вопрос устойчивости пластин с отверстиями до сих пор не был достаточно изучен.

Целями настоящей работы являются: во-первых, верификация метода конечно-элементного моделирования (МКЭ) с помощью вычислительного комплекса NASTRAN MSC Software, во-вторых, выяснение влияния свойств материала, обусловленных укладкой, на устойчивость при сдвиге пластин с отверстиями.

В данной работе выполнен численный эксперимент по оценке низших форм потери устойчивости пластин из слоистого КМ: как гладких, так и имеющих центральное отверстие. В монографии [1] приведены результаты некоторых экспериментальных исследований пластин с отверстиями облегчения, однако не содержится никаких сведений о применении расчетных методов.

Рассматривается поведение пластин при двух вариантах граничных условий: свободное опирание и жесткая заделка кромок. Исследовалась следующая композиция: углепластик на эпоксидном связующем, армированный однонаправленной углеродной лентой (в данных расчетах для монослоя в пластике приняты свойства: E_1=14300кгс/мм^2; E_2=840кгс/мм^2; G_{12}=560кгс/мм^2; μ=0,36; δ=0,12мм; $\sigma_{р0}$=90кгс/мм^2; $\sigma_{р90}$=2,2кгс/мм^2; $\sigma_{сж0}$=90кгс/мм^2; $\sigma_{сж90}$=18кгс/мм^2; τ=7 кгс/мм^2).

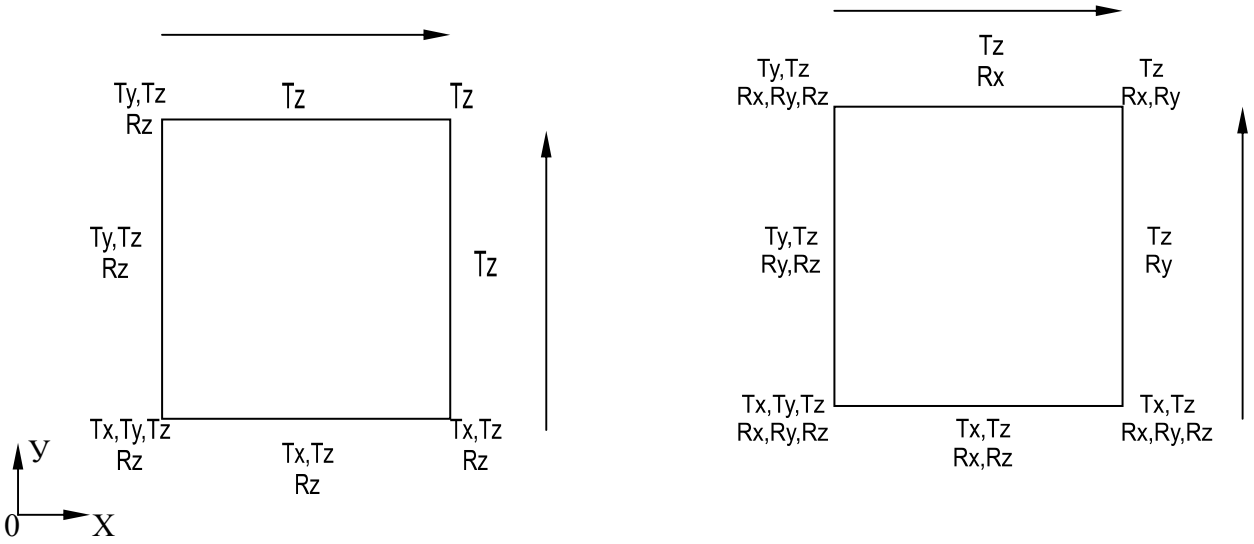
В исследованиях, описанных в работе [2], рассматриваются только ортотропные композиционные пластины, однако, с учетом результатов многочисленных исследований по схемам армирования пластины из КМ при работе на сдвиг [3,4,5] данная структура является не самой подходящей для подобных конструкций. Для исследования выбраны укладки: $[\pm 45°_{10}]_2$, $[\pm 45°_8, 0°/90°]_2$, $[\pm 45°_6, 0°/90°, 0°/90°]_2$. Количество слоев принято из расчета спаренности слоев ±45°, 10% и 20% содержания слоев 0°/90°, которые располагаются снаружи ламината, а также симметричности укладки относительно нейтральной поверхности. Принимая во внимание возможности технического оснащения для проведения в дальнейшем физических испытаний, размеры пластины приняты 250х250мм. Диаметр центрального отверстия 100мм является минимальным размером, позволяющим проведение сборки, осмотра и ремонта кессонов крыла и оперения. Отверстия возможны и большего диаметра, однако, для решения задач, поставленных в данной работе, для пластины вышеуказанных габаритов рассмотрение больших отверстий нецелесообразно.

Кроме того, для верификации численных исследований был проведен расчет гладких металлических пластин (Д16Т) с такой же конфигурацией и толщиной, для которых возможно получение аналитического решения [6].

Для гладких композитных пластин также были выполнены расчеты двумя методами: методом конечно-элементного моделирования панелей и решения с помощью вычислительного комплекса NASTRAN MSC Software [7], а также аналитическим методом с помощью Пакета Прикладных программ MVR разработки АНТК им. О.К. Антонова [8].

Последовательность и методика исследования

После моделирования пластин гладкой и с отверстием (для более удобного ориентирования стороны пластины параллельны осям OX и OY общей системы координат) прикладываем сдвиговую нагрузку следующим образом: к двум перпендикулярным кромкам прикладываются единичные равномерно распределенные силы, направления которых совпадают с положительными направлениями осей OX и OY общей системы координат, а линии действия пересекаются в угловом узле. Для расчетного случая свободного опирания на пластину накладываются следующие ограничения: вдоль нагруженных кромок, а также в общем для них узле, ограничиваются перемещения вдоль оси OZ общей системы координат (T_z); по двум другим кромкам накладываются ограничения на перемещение и поворот относительно оси OZ (R_z), а так же на перемещения T_x и T_y согласно рис. 1а.



а б

Рис.1. Схема моделирования способов приложения нагрузки и наложения ограничений:
а) свободное опирание; б) жесткая заделка.

Для расчетного случая жесткой заделки на пластину накладываются следующие ограничения: вдоль нагруженных кромок ограничиваются перемещения T_z и вдоль одной из них, параллельной OX, - поворот R_x, вдоль второй - R_y , в общем для них узле - T_z, R_x, R_y; вдоль третьей стороны, параллельной OX, - T_x ,T_z, R_x, R_z; вдоль четвертой стороны - T_y ,T_z, R_y, R_z; в угловых узлах налагаются все ограничения, присущие прилегающим кромкам (рис. 1б).

В ходе работы были рассмотрены и другие способы моделирования приложения сдвиговой нагрузки и наложения ограничений, однако, вышеуказанный вариант лучше всего воспроизводит диагональное поле деформирования.

Результаты исследования приведены в таблице 1 в виде значений касательных напряжений $\mathbf{T_{кр}}$, при которых пластина теряет устойчивость.

Таблица 1

Влияние наличия отверстия на критические напряжения сдвига пластины

		Материал Д16Т			Полимерный композиционный материал					
					Варианты укладки					
					$[\pm 45°_{10}]_2$		$[\pm 45°_8, 0°/90°]_2$		$[\pm 45°_6, (0°/90°)_2]_2$	
		F	**M**	**N**	**M**	**N**	**M**	**N**	**M**	**N**
Гладкая стенка $\tau_{кр}$, кгс/мм^2	**С**	5,57	5,55	5,57	5,22	5,15	4,32	4,31	3,74	3,74
	З	9,29		8,79		7,11		6,78		6,5
Стенка с отверстием $\tau_{кр}$, кгс/мм^2	**С**			2,42		1,23		1,91		2,15
	З			4,18		2,83		3,31		3,39

*** F** - расчет произведен вручную по аналитическим зависимостям, коэффициенты взяты из [1,6];

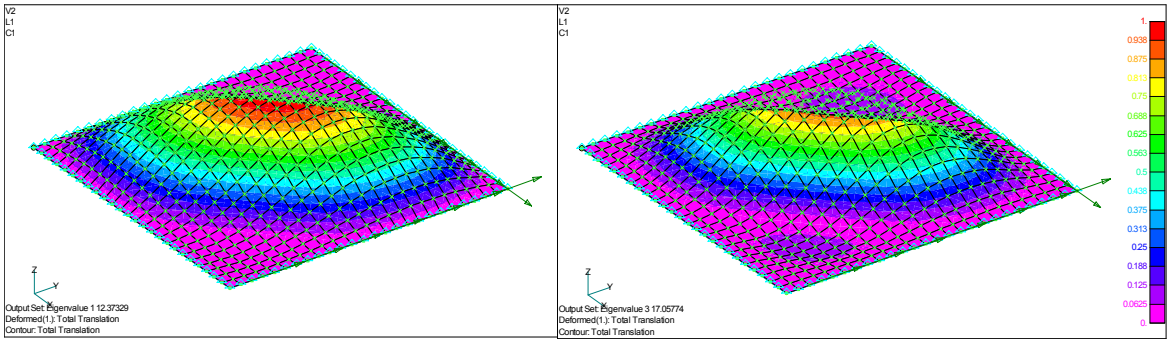
M - расчет произведен с помощью пакета прикладных программ MVR разработки АНТК им.Антонова;

N - расчет произведен в конечно-элементной среде моделирования с помощью пакета прикладных программ Nastran разработки MSC Software;

С - свободное опирание кромок пластины;

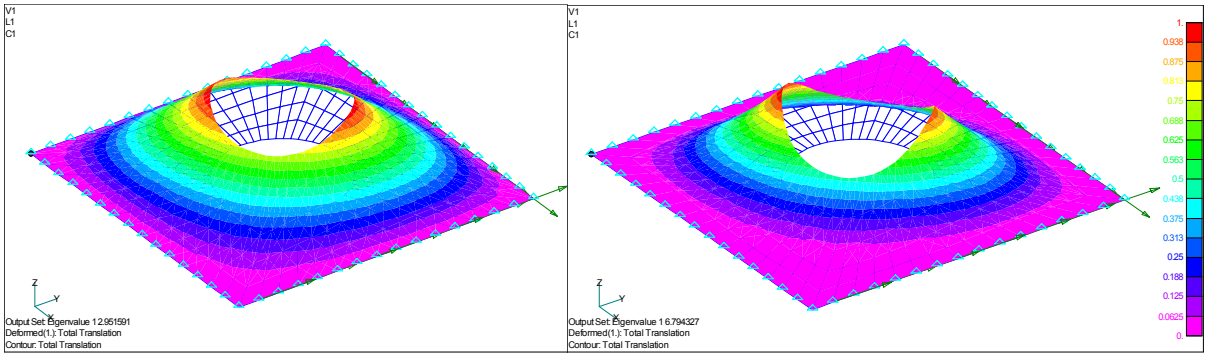
З – жесткая заделка кромок пластины.

Оценивались только низшие формы потери устойчивости. На рис. 2 и 3 представлены для сравнения некоторые результаты расчета пластин с помощью NASTRAN MSC Software.



а) б)

Рис.2. Ортотропная структура: а) свободное опирание; б) жесткая заделка



а) б)

Рис. 3. Ортотропная структура с отверстием : а) свободное опирание; б) жесткая заделка

Выводы

Разработана методика моделирования и расчета устойчивости пластины при действии сдвиговой нагрузки с помощью вычислительного комплекса NASTRAN MSC Software. Выполнена верификация разработанной методики путем сравнения полученных результатов с результатами расчета с помощью пакета прикладных программ MVR, базирующихся на аналитическом решении задачи, широко применяемого в практике проектирования, показывающая высокую сходимость результатов. Можно отметить практически полное совпадение данных, полученных тремя методами, для варианта закрепления «свободное опирание», и хорошую сходимость (Δ=5,4%) данных, полученных двумя методами, для варианта закрепления «жесткая заделка».

Также исследовано влияние схемы армирования слоистого композиционного материала на устойчивость при сдвиге пластин с отверстием. При заданном соотношении размеров пластины и отверстия снижение устойчивости, вызванное наличием отверстия в центре пластины, составляет:

- для алюминиевого сплава Д16Т (изотропного материала): при свободном опирании кромок – 1,97 раза, при жесткой заделке – 2,1 раза;
- для ортотропного слоистого композиционного материала с укладкой [±45°]: при свободном опирании кромок – 4,19 раза, при жесткой заделке – 2,51 раза;
- для композиционного материала с укладкой $[\pm 45°_8, 0°/90°]_2$: при свободном опирании кромок – 2,26 раза, при жесткой заделке – 2,05 раза;
- для композиционного материала с укладкой $[\pm 45°_6, (0°/90°)_2]_2$ (близкого к квазиизотропному): при свободном опирании кромок – 1,74 раза, при жесткой заделке – 1,92 раза.

Таким образом, можно отметить, что для материалов с явно выраженной ортотропией влияние центрального отверстия на устойчивость оказывается наиболее заметным.

Список литературы

1. *Хертель Г.*, Тонкостенные конструкции –М.: Машиностроение – 1965.
2. Результаты практического применения систем MSC, Software для создания современной авиационной техники // Сборник статей и докладов по композиционным материалам. MSC Software Corporation. – Москва, 2009.
3. “New Solutions for New Requirements”, “the Design and Out-of-Autoclave Manufacture of an Integrally Stiffened Wing Skin”
4. *James H. & Starnes Jr.* “Preliminary Design of Composite Wings for Buckling, Strength and Displacement Constraints”
5. Расчетное исследование влияния структуры композиционного материала на устойчивость изолированной клетки обшивки панели несущей поверхности. Отчет по НИР АНТК им. О.К. Антонова № 000.7503.167 Д1.К.-2008
6. *Астахов М.Ф.* и др., Справочная книга по расчету самолета на прочность - М.:1954-533с.
7. *Рычков С.П.*, MSC.visual NASTRAN для Windows - М.: НТ Пресс - 2004,552с.
8. Разработка и внедрение функционального блока оценки н.д.с. плоских элементов авиационных конструкций, изготовленных из ПКМ, с использованием ПЭВМ. Отчет по НИР АНТК им. О.К. Антонова

Наша адреса: 03680, Київ-058,
проспект Космонавта Комарова, 1, кім. 1-238
тел.: (044) 406 7212
факс: (044) 406 7212
e-mail: vtnik@nau.edu.ua
http://www.nau.edu.ua