МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНА АКАДЕМІЯ НАУК УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНЕ КОСМІЧНЕ АГЕНТСТВО УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
ДП «АНТОНОВ»

МАТЕРІАЛИ

XI МІЖНАРОДНОЇ НАУКОВО-ТЕХНІЧНОЇ КОНФЕРЕНЦІЇ "АВІА-2013"

21-23 травня

Том 2

КИЇВ 2013

Матеріали XI міжнародної науково-технічної конференції „АВІА-2013”. – Т.2. –К.: НАУ, 2013.

СПІВОРГАНІЗАТОРИ

- National Aviation Academy State “Azerbaijan Hava Yollari” Closed Join-Stock Company, Azerbaijan
- Georgian Aviation University, Georgia
- JSC “Civil Aviation Academy”, Kazakhstan
- Nanchang Hangkong University, China
- Vilnius Gediminas Technical University, Lithuania
- The State School of Higher Education in Chelm, Poland
- Moscow State Technical University of Civil Aviation, Russia
- The International University of Logistics and Transport in Wroclaw, Poland
- Polish – Ukrainian Research Institute, Poland-Ukraine

За науковий зміст викладеного матеріалу відповідають автори.

РОБОЧИЙ ОРГКОМІТЕТ

XI Міжнародної науково-технічної конференції **“ABIA-2013”**

Голова оргкомітету

Кулик М.С. — ректор Національного авіаційного університету

Заступник голови

Харченко В.П. — проректор університету з наукової роботи

Члени оргкомітету:

Азарсков В.М.	в.о. директора Інституту аерокосмічних систем управління
Васильєв В.М.	директор Інституту аеронавігації
Гудманян А.Г.	директор Гуманітарного інституту
Запорожець О.І.	в.о. директора Інституту екологічної безпеки
Зарубінська І.Б.	проректор з міжнародних зв’язків
Матвєєв В.В.	директор Інституту економіки та менеджменту
Сопілко І.М.	директор Юридичного інституту
Суслова Г.А.	заступник директора інституту ІСАО
Фоменко А.М.	директор Інституту міжнародних відносин
Філоненко С.Ф.	директор Інституту інформаційно-діагностичних систем
Чемакіна О.В.	в.о. директора Інституту аеропортів
Шмаров В.М.	директор Аерокосмічного інституту
Юдін О.К.	директор Інституту комп’ютерних інформаційних технологій

Секретаріат конференції:

Голова секретаріату

Зайцев Ю.В. — начальник відділу НТІ та ІВ

Члени секретаріату:

Газдюк Р.В.	співробітник відділу НТІ та ІВ
Шепель О.Ю.	співробітник відділу НТІ та ІВ
Рибалко О.Л.	співробітник відділу НТІ та ІВ
Ільченко В.М.	помічник проректора з наукової роботи
Корбут Л.А.	начальник відділу науково-методичного забезпечення діяльності

ПЕРЕЛІК І ЗМІСТ ТОМІВ

ТОМ 1
Секція 1. Вимірювання, контроль, діагностика
Секція 2. Інформаційна безпека
Секція 3. Спеціалізовані комп'ютерні системи та CALS-технології в авіації
Секція 4. Новітні інформаційні технології в авіації
Секція 5. Комп'ютерні системи
Секція 6. Математичне моделювання та чисельні методи

ТОМ 2
Секція 7. Системи зв'язку навігації та спостереження
Секція 8. Організація та обслуговування повітряного руху
Секція 9. Дистанційно-пілотовані літальні апарати
Секція 10. Радіоелектронні пристрої, системи та комплекси
Секція 11. Спеціальні телекомунікаційні системи
Секція 12. Авіаційна англійська мова та безпека польотів
Секція 13. Стан та перспективи розвитку авіоніки

ТОМ 3
Секція 14. Енергетичне устаткування
Секція 15. Сучасні триботехнології в авіаційному та загальному машинобудуванні
Секція 16. Сучасні аеропортові технології
Секція 17. Сучасні технології підтримки льотної придатності повітряних суден
Секція 18. Автоматизація та енергозбереження на транспорті
Секція 19. Аеродинаміка та безпека польотів
Секція 20. Втома і руйнування авіаційних конструкцій

ТОМ 4
Секція 21. Автоматизовані системи управління технологічними процесами
Секція 22. Керування складними системами
Секція 23. Моделювання в електротехніці, електроніці та світлотехніці
Секція 24. Електроніка
Секція 25. Міське, промислове, цивільне та транспортне будівництво
Секція 26. Технічна естетика, архітектура та дизайн
Секція 27. Дистанційні аерокосмічні дослідження

ТОМ 5
Секція 28. Хімічна технологія та інженерія
Секція 29. Біотехнологія в авіації
Секція 30. Землеустрій, картографія та кадастр
Секція 31. Авіаційна хіммотологія
Секція 32. Екологічна безпека

ТОМ 6
Секція 33. Економічні та управлінські бізнес-процеси розвитку авіаційних підприємств
Секція 34. Сучасна журналістика: соціальна місія і професія
Секція 35. Туризм
Секція 36. Інформаційно-правові засади міжнародних відносин
Секція 37. Міжнародні економічні відносини в умовах глобалізації
Секція 38. Міжнародно-правова регламентація повітряного простору
Секція 39. Мовна підготовка фахівців авіаційної галузі
Секція 40. Психологія безпечної експлуатації авіаційного транспорту
Секція 41. Людиновимірність авіації в глобалізованому світі

ЗМІСТ

Секція 7. Системи зв'язку навігації та спостереження

В.А. Швець
ОПТИМІЗАЦІЯ АНТЕННИХ РЕШІТОК ГЛОБАЛЬНИХ НАВІГАЦІЙНИХ СУПУТНИКОВИХ СИСТЕМ 7.1

В.П. Харченко, А.А. Тунік, В.М. Кондратюк, С.І. Ільницька, О.В. Куценко, К.В. Мельник, Є.В. Вишнякова, В.П. Трикоз
РОЗРОБКА АВТОМАТИЗОВАНИХ СИСТЕМ УПРАВЛІННЯ РУХОМИМИ ОБ'ЄКТАМИ 7.5

В.В. Конін, О.В. Куценко
ОСОБЛИВОСТІ ВИЗНАЧЕННЯ РІВНІВ ЗАХИСТУ СУПУТНИКОВОЇ СИСТЕМИ ПОСАДКИ 7.9

Э.А. Ковалевский, М.В. Кондратюк
ТОЧНОСТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОРИЕНТАЦИИ ОБЪЕКТА ПО ТЕХНОЛОГИИ GNSS 7.13

В.В. Конин, А.С. Погурельский
ПРИМЕНЕНИЕ МЕТОДА НАИМЕНЬШИХ КВАДРАТОВ И ФИЛЬТРА КАЛМАНА В АЛГОРИТМЕ РЕШЕНИЯ НАВИГАЦИОННОЙ ЗАДАЧИ 7.17

А.Ю. Михацкий, А.В. Савченко
ГИДРОПНЕВМАТИЧЕСКИЕ СТАРТОВЫЕ УСКОРИТЕЛИ ПОДВИЖНЫХ ОБЪЕКТОВ ВОЗДУШНОГО ПРОСТРАНСТВА 7.21

В.Г. Мелкумян, Т.Л. Малютенко
АНАЛІЗ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ВИСОКОТОЧНОЇ НАВІГАЦІЇ ТРАНСПОРТНИХ ЗАСОБІВ В РЕАЛЬНОМУ ЧАСІ 7.26

Ya S. Yatskiv , A.I. Dokhov, A.A. Zhalilo, A.M. Lukyanov, A.A. Zhelanov, O.A. Khoda, E.V. Grinchenko, M.N. Galevich, I.V. Ditskiy, E.A. Bessonov
INTERNATIONAL PROJECT «EGNOS EXTENSION TO EASTERN EUROPE: APPLICATIONS». CURRENT ACTIVITY AND DEVELOPMENT 7.30

К. В. Пономаренко
ПІДВИЩЕННЯ ТОЧНОСТІ ВИЗНАЧЕННЯ КООРДИНАТ БПЛА ШЛЯХОМ ЗАСТОСУВАННЯ КОМПЛЕКСНОЇ ОБРОБКИ ІНФОРМАЦІЇ 7.34

А.А. Жалило, А.А. Желанов, И.В. Дицкий, Е.А. Бессонов
ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ ОЦЕНКА ХАРАКТЕРИСТИК НОВОЙ СЕТЕВОЙ ТЕХНОЛОГИИ ОДНОЧАСТОТНОГО ГНСС–ПОЗИЦИОНИРОВАНИЯ САНТИМЕТРОВОЙ ТОЧНОСТИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ НАБЛЮДЕНИЙ РАЗРЕЖЕННЫХ СЕТЕЙ РЕФЕРЕНЦНЫХ СТАНЦИЙ 7.38

В.П. Харченко, В.М. Кондратюк
НАВІГАЦІЙНІ ТЕХНОЛОГІЙ В АВТОТРАНСПОРТНІЙ ГАЛУЗІ 7.42

V.P.Kharchenko, Yu.M.Barabanov, A.S.Leschenko
ADS-B MESSAGES TRANSMISSION VIA SATELLITE USING OFDM 7.46

V.P. Kharchenko, A.M.Grekhov, D.V.Bezsmertna
INVESTIGATION OF MODULATION SCHEME AND AMPLIFIERS NONLINEARITY ON ADS-B MESSAGES TRANSMISSION VIA SATELLITE LINK 7.50

Д.М. Винник, М.О. Мельник, Р.М. Мельник
АКУСТООПТИЧНИЙ КОМУТАТОР КАНАЛІВ ВОЛОКОННООПТИЧНИХ ЛІНІЙ ЗВ'ЯЗКУ 7.54

К.М. Сидоренко
ГЛОБАЛЬНА СУПУТНИКОВА НАВІГАЦІЙНА СИСТЕМА ТА МЕТОД ВИСОКОЇ ТОЧНОСТІ 7.58

О.П. Сушич, І.А. Приходько
СУПУТНИКОВА СИСТЕМА ПОСАДКИ БЕЗПІЛОТНОЇ АВІАЦІЙНОЇ СИСТЕМИ 7.62

О.М. Євтушенко
МЕРЕЖЕЦЕНТРИЧНИЙ ПРИНЦИП В АВІАЦІЙНИХ ТЕХНОЛОГІЯХ 7.66

Секція 8. Організація та обслуговування повітряного руху

V.P. Kharchenko, A.M. Grekhov, J.V. Kostyns'ka
MIMO SYSTEM FOR ADS-B MESSAGES SATELLITE TRANSMISSION 8.1

В.И. Чепиженко, С.В. Павлова
СИНЕРГИЯ ПИЛОТИРУЕМЫХ И БЕСПИЛОТНЫХ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ В ЕДИНОМ АЭРОНАВИГАЦИОННОМ ПРОСТРАНСТВЕ 8.5

Т.Ф. Шмельова, Ю.В. Сікірда
СОЦІОНІЧНА ТА СОЦІОМЕТРИЧНА ДІАГНОСТИКА ОПЕРАТОРА АЕРОНАВІГАЦІЙНОЇ СИСТЕМИ 8.9

V.P. Kharchenko, Yu.V. Chynchenko
PRINCIPLES OF EUROCONTROL AIR NAVIGATION SYSTEM SAFETY ASSESSMENT METHODOLOGY 8.13

С. Т. Поліщук
ОЦІНЮВАННЯ КІБЕРНЕТИЧНОЇ ЗДАТНОСТІ ЛЮДИНИ-ОПЕРАТОРА 8.17

В.І. Чепіженко, М.М. Богуненко
ПРОБЛЕМИ УПРАВЛІННЯ ПОВІТРЯНИМ РУХОМ У ТЕРМІНАЛЬНІЙ ЗОНІ ПРИ «ВІЛЬНИХ ПОЛЬОТАХ» 8.21

В.Ю. Ларин, И.Г. Шинкаренко
КОРРЕКЦИЯ КРЕНОВОЙ ДЕВИАЦИИ СИСТЕМЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ КУРСА БЕсПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА 8.25

V.P. Kharchenko, Yu.M. Barabanov, P.A. Stahovskiy
COMPUTER MODELING OF RADIO FREQUENCY SATELLITE TRANSPONDER FOR TRANSMISSION OF ADS-B MESSAGES 8.29

М.М. Богуненко
ПІДВИЩЕННЯ ЕФЕКТИВНОСТІ СХЕМ ЗАХОДУ ЛІТАКІВ НА ПОСАДКУ В УМОВАХ РИЗИКІВ 8.33

Е.В. Кожохина, В.М. Грибов, С.И. Рудас
СТРУКТУРНАЯ НАДЕЖНОСТЬ ОПЕРАТОРА АЭРОНАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ 8.37

Yu.V. Chynchenko
OUTLINES OF OPERATIONAL RISK ASSESSMENT WITH ARMS METHODOLOGY 8.40

V.P. Kharchenko, D.I. Tereschenko, M.A. Kovalenko
MODELING OF ADS-B MESSAGES TRAFFIC VIA SATELLITE 8.45

Н.С. Кузьменко, І.В. Васильєв
НАЗЕМНІ СТАНЦІЇ КЕРУВАННЯ ПОЛЬОТОМ РУХОМОГО ОБ'ЄКТА ПОВІТРЯНОГО ПРОСТОРУ 8.49

Т.Ф. Шмельова, В.О. Волкогон
МЕТОДИКА ДІАГНОСТИКИ ПОТОЧНОГО ЕМОЦІЙНОГО СТАНУ ПІЛОТА В ПОЗАШТАТНИХ СИТУАЦІЯХ 8.53

Д.В. Васильєв
ЗАСТОСУВАННЯ БАГАТОКРИТЕРІАЛЬНОГО ДИНАМІЧНОГО ПРОГРАМУВАННЯ ДЛЯ ОПТИМІЗАЦІЇ РОЗВ'ЯЗАННЯ КОНФЛІКТНИХ СИТУАЦІЙ МІЖ ЛІТАКАМИ 8.57

Л.В.Благая
ХАРАКТЕРИСТИКИ ЛЮДИНИ-ОПЕРАТОРА ЯК ЕЛЕМЕНТА АВІАЦІЙНОЇ СОЦІОТЕХНІЧНОЇ СИСТЕМИ 8.61

О.Н. Алексеев, А.А. Задорожняя
РАЗРАБОТКА УПРАВЛЯЮЩИХ РЕШЕНИЙ С ЦЕЛЬЮ СНИЖЕНИЯ РИСКОВ ВОЗНИКНОВЕНИЯ АВИАЦИОННЫХ ПРОИСШЕСТВИЙ ДО ПРИЕМЛЕМОГО УРОВНЯ 8.65

В.А.Сердюк, В.Б. Семененко, Ю.В. Сікірда
ПІДХОДИ ДО ВИРІШЕННЯ ЗАДАЧІ ПРОГНОЗУВАННЯ ФАКТИЧНОГО ПОЛОЖЕННЯ ПОВІТРЯНОГО СУДНА 8.69

С.А. Буйновський
КОМП'ЮТЕРНА ПРОГРАМА МОДЕЛЮВАННЯ БОРТОВОЇ СИСТЕМИ ПОПЕРЕДЖЕННЯ НАБЛИЖЕННЯ ЗЕМЛІ 8.73

І.Л. Якуніна, В.В. Шишаков, О.В. Полюхович
СТОХАСТИЧНИЙ МЕРЕЖЕВИЙ АНАЛІЗ РОЗВИТКУ ПОЛЬОТНИХ СИТУАЦІЙ НА ЕТАПАХ ЗАХОДУ НА ПОСАДКУ ТА ПОСАДКИ 8.77

В.С. Паламарчук
АНАЛІЗ ІНТЕНСИВНОСТІ ПОВІТРЯНОГО РУХУ В УКРАЇНІ ТА МЕТОДИ ЇЇ ПІДВИЩЕННЯ 8.81

V.A. Lazorenko, O. O. Prygara,
HARMONIZED EUROPEAN TRANSITION ALTITUDE IMPACT ASSESSMENT 8.84

В.М. Стратонов
ЕКСПЕРТНЕ ОПИТУВАННЯ ЯК МЕТОД ВИЯВЛЕННЯ ФАКТОРІВ, ЩО ПЕРЕШКОДЖАЮТЬ ПРОВЕДЕННЯ ЕВАКУАЦІЇ З ПОВІТРЯНОГО СУДНА, ЩО ПРИВОДНИЛОСЯ 8.88

V.P. Kharchenko, O.M. Alexeiev, K.M. Tapia
ANALYSING AIR TRAFFIC COMPLEXITY IN CONCEPTS OF FLEXIBLE AIRSPACE USE 8.90

Секція 9. Дистанційно-пілотовані літальні апарати

В.П. Харченко, Д.Е. Прусов
ПЕРСПЕКТИВИ РОЗВИТКУ КОМПЛЕКСНОГО НАУКОВО-ДОСЛІДНОГО НАПРЯМУ ЗІ СТВОРЕННЯ ЗРАЗКІВ ДИСТАНЦІЙНО КЕРОВАНИХ АВІАЦІЙНИХ СИСТЕМ У НАЦІОНАЛЬНОМУ АВІАЦІЙНОМУ УНІВЕРСИТЕТІ 9.1

М.П. Матійчик, І.А. Качало
ТЕНДЕНЦІЇ ЗАСТОСУВАННЯ БЕЗПІЛОТНИХ ПОВІТРЯНИХ СУДЕН В ЦИВІЛЬНІЙ АВІАЦІЇ 9.7

М.В. Макарчук, І.Д. Смирнов
ВИКОРИСТАННЯ МЕХАНІЗОВАНОГО КРИЛА НА БЕЗПІЛОТНИХ ЛІТАКАХ 9.11

А.В. Івасенко, А.В. Ситник
ПОКРАЩЕННЯ МАСОВИХ ХАРАКТЕРИСТИК СИЛОВИХ ЕЛЕМЕНТІВ БПС М-7В5 9.15

А.В. Ситник, А.В. Івасенко
ОСОБЛИВОСТІ АЕРОЗНІМАЛЬНИХ РОБІТ ЛІНІЙНИХ ОБ'ЄКТІВ БЕЗПІЛОТНИМ КОМПЛЕКСОМ М-6 «ЖАЙВІР» 9.19

В.М. Синеглазов, С.О. Долгоруков
ОСОБЕННОСТИ ТЕХНИЧЕСКОЙ РЕАЛИЗАЦИИ АВТОМАТИЗИРОВАННОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ СТЕНДА ПОЛУНАТУРНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ 9.23

В.М. Синеглазов, Б.В. Роман,
ВЫБОР МЕТОДА УПРАВЛЕНИЯ ДЛЯ СТЕНДА ПОЛУНАТУРНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ 9.27

В.В. Конин
ДОСТУПНОСТЬ GNSS ДЛЯ БЕСПИЛОТНОЙ АВИАЦИИ 9.31

Є.І. Габрусенко, Р.О. Задорожній
ПРОГНОЗУВАННЯ ВІДСТАНІ СТІЙКОГО ЗВ'ЯЗКУ З БЕЗПІЛОТНИМ ЛІТАЛЬНИМ АПАРАТОМ В РЕАЛЬНИХ УМОВАХ 9.35

П.О. Приставка, Є.П. Нічіков
ОЦІНКА ЯКОСТІ ВІДТВОРЕННЯ АЕРОФОТОЗНІМКІВ ПРИ ПОВОРОТІ НА ЗАДАНИЙ КУТ 9.39

М.І. Сірук
БАГАТОПОТОКОВА ОБРОБКА ВІДЕО В РЕЖИМІ РЕАЛЬНОГО ЧАСУ З ВИКОРИСТАННЯМ OPENCV 9.43

П.О. Приставка, В.М. Курочкін
РОЗПІЗНАВАННЯ НЕОДНОРІДНИХ ОБ'ЄКТІВ НА ДАНИХ АЕРОФОТОЗЙОМКИ 9.47

А.А. Рогатюк, А.В. Ассаул
ПОРІВНЯЛЬНИЙ АНАЛІЗ ОБРОБКИ ПОТОКОВОГО ВІДЕО В АВТОМАТИЗОВАНІЙ СИСТЕМІ ІДЕНТИФІКАЦІЇ ТЕКСТУР 9.51

А.В. Самков, А. П. Гожий
СИСТЕМА ПОДДЕРЖКИ ПРИНЯТИЯ РЕШЕНИЙ ДЛЯ СРАВНИТЕЛЬНОГО АНАЛИЗА И ВЫБОРА БПЛА 9.55

О.І. Лисенко, П.І. Кірчу, С.М. Чумаченко, С.В. Валуйський
МЕТОД ДИСТАНЦІЙНОГО РОЗГОРТАННЯ СЕНСОРНОЇ ТЕЛЕКОМУНІКАЦІЙНОЇ СИСТЕМИ ЗА ДОПОИМОГОЮ ДПЛА 9.59

О.Д. Близнюк, Б.В. Добржанська, Н.А. Медвєдєва,
ОЦІНКА КОМПЕТЕНЦІЙ АВІАЦІЙНИХ ФАХІВЦІВ, ЗАДІЯНИХ У ВИРОБНИЦТВІ БЕЗПІЛОТНИХ ПОВІТРЯНИХ СУДЕН 9.62

О.Д. Близнюк, Г.В. Лозинська, Н.О. Науменко, О.В. Радько
МОТИВАЦІЯ АВІАЦІЙНОГО ПЕРСОНАЛУ ПРИ ВИРОБНИЦТВІ БЕЗПІЛОТНИХ ПОВІТРЯНИХ СУДЕН 9.66

В.В.Кабанячий, Н.Ф.Тупицин
ОБ ОДНОМ МЕТОДЕ ОЦЕНКИ ГРАФИЧЕСКОГО ДИСПЛЕЯ ТРЕНАЖЕРА ВНЕШНЕГО ПИЛОТА 9.70

М. В. Кіндрачук, В. Є. Панарін, Є. В. Корбут
ФОРМУВАННЯ МІЖФАЗНОЇ ВЗАЄМОДІЇ У КОМПОЗИЦІЙНИХ ПОКРИТТЯХ, ЗМІЦНЕНИХ ВУГЛЕЦЕВИМИ НАНОТРУБКАМИ 9.74

В.П. Харченко, О.О. Нахаба
РОЗРОБКА ТА ЛЬОТНІ ВИПРОБОВУВАННЯ ШОСТИГВИНТОВОГО БЕЗПІЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ «НАУ ПК-04» ("ОРЛЁНОК") 9.78

Д.О. Бугайко, О.О. Нахаба
ВИКОРИСТАННЯ ТЕХНОЛОГІЇ ЗАХОВАНОГО ГВИНТА ДЛЯ ПІДВИЩЕННЯ БЕЗПЕКИ РУХУ ГЕЛІКОПТЕРІВ В УМОВАХ ГУСТОНАСЕЛЕНИХ МІСЬКИХ КВАРТАЛІВ СУЧАСНИХ МЕГАЛОПОЛІСІВ УКРАЇНИ 9.82

О.Є. Мавренков
ДО ПИТАННЯ ВИБОРУ РАЦІОНАЛЬНИХ ШЛЯХІВ ОСНАЩЕННЯ ЗБРОЙНИХ СИЛ УКРАЇНИ БЕЗПІЛОТНИМИ АВІАЦІЙНИМИ КОМПЛЕКСАМИ 9.86

О.М. Дашивець, О.М. Масько, В.В. Сухов
БАГАТОФУНКЦІОНАЛЬНИЙ ДВОМОТОРНИЙ БЕЗПІЛОТНИЙ ЛІТАЛЬНИЙ АПАРАТ ЦИВІЛЬНОГО ПРИЗНАЧЕННЯ 9.90

Секція 10. Радіоелектронні пристрої, системи та комплекси

В.Ю. Вовк, І.Г. Прокопенко
ДВОЕТАПНИЙ АЛГОРИТМ ВИЯВЛЕННЯ ШВИДКИХ ЦІЛЕЙ 10.1

Є.О. Камінський, Є.В. Батєхо, Є.В. Пак
ПАРАМЕТРИ ЯКОСТІ ПОСЛУГИ SMS В МЕРЕЖАХ GPRS/UMTS 10.5

И.К. Малецкий, Е.А. Каминский, Д.М. Захаров
МОДЕЛИРОВАНИЕ АВИАЦИОННЫХ РАДИОТЕХНИЧЕСКИХ СИСТЕМ 10.9

И.А. Мартынчук, И.Г. Прокопенко
НЕПАРАМЕТРИЧЕСКИЙ АЛГОРИТМ ОБНАРУЖЕНИЯ СИГНАЛОВ, ИСПОЛЬЗУЮЩИЙ ЯДЕРНУЮ ОЦЕНКУ ФУНКЦИИ РАСПРЕДЕЛЕНИЯ ПОМЕХИ И БЕТА-РАСПРЕДЕЛЕНИЕ «МОДИФИЦИРОВАННЫХ» РАНГОВ 10.13

С.В. Мігель, І.Г. Прокопенко
ПРИСТРІЙ ДЛЯ ВИВОДУ ЗОБРАЖЕННЯ НА ІНДИКАТОР 10.17

В.С. Новиков, В.В. Новиков
ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ ПРОЦЕССЫ В СОВРЕМЕННОМ МИРЕ. ОПРЕДЕЛЕНИЯ, КЛАССИФИКАЦИЯ, ХАРАКТЕРИСТИКИ КАЧЕСТВА, НОРМАТИВНОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ 10.21

І.Г. Прокопенко, Н.С. Бабанська
АНАЛІЗ ПОСЛІДОВНОСТЕЙ ВИПАДКОВИХ ВЕЛИЧИН ІЗ ЗАДАНИМ ЗАКОНОМ РОЗПОДІЛУ 10.25

К.І. Прокопенко
РОЗПІЗНАВАННЯ ІНФОРМАЦІЙНИХ ПОТОКІВ В КАНАЛІ РАДІООБМІНУ МІЖ ДИСПЕТЧЕРОМ ТА ЕКІПАЖЕМ ПОВІТРЯНОГО СУДНА 10.29

О.О. Семенов
ПРОГРАМИ ОБЧИСЛЕННЯ РОЗПОДІЛІВ І СПЕКТРАЛЬНИХ ХАРАКТЕРИСТИК РАДІОТЕХНІЧНИХ СИГНАЛІВ 10.33

Г.Е. Соколов
ПОСТРОЕНИЕ КОМПЬЮТЕРНОЙ МОДЕЛИ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННОГО ОХРАННОГО ИЗВЕЩАТЕЛЯ 10.37

О.В. Соломенцев, М.Ю. Заліський, О.В. Зуєв
СТАТИСТИЧНІ МОДЕЛІ ПОКАЗНИКІВ НАДІЙНОСТІ 10.42

Ю.М. Хмелько, Ю.С. Волковський, Т.С. Герасименко
МЕТОДИКА ОЦІНКИ ЗОНИ ОБМЕЖЕННЯ ЗАБУДІВЛІ В СИСТЕМІ МОБІЛЬНОГО ЗВ'ЯЗКУ 10.46

Ю.М. Хмелько, Т.З. Хатамова
ОСНОВНЫЕ ПРОБЛЕМЫ ПЕРЕДАЧИ ИНФОРМАЦИИ В КОСМИЧЕСКОМ ПРОСТРАНСТВЕ 10.50

Ю.Д. Чирка, І.П. Омельчук, І.Г. Прокопенко
ШВИДКІ СИСТЕМИ ПІДЛАШТУВАННЯ ЧАСТОТИ 10.54

I.G. Prokopenko, A.V. Odnolko
EXTRAPOLATION OF TIME SEQUENCES (ON THE BASE OF ECONOMIC SEQUENCE) 10.58

Б.М. Уваров, Ю.Ф. Зиньковский
ОПТИМИЗАЦИЯ НАДЕЖНОСТИ РАДИОАППАРАТА ПРИ МЕХАНИЧЕСКИХ ВОЗДЕЙСТВИЯХ 10.62

Ю.Ф. Зиньковский, Б.М. Уваров
ТЕПЛОВОЙ РЕЖИМ И НАДЕЖНОСТЬ АДИОАППАРАТУРЫ 10.66

Секція 11. Спеціальні телекомунікаційні системи

П.О. Андрухович
МЕТОДИКА УТОЧНЕННЯ ВТРАТ У ВНУТРІШНІХ СТІНАХ ДЛЯ МОДЕЛІ РОЗПОВСЮДЖЕННЯ ЕЛЕКТРОМГНІТНОГО ПОЛЯ ХАТА 11.1

Р.С. Одарченко, П.Ю. Войдюк
ОСНОВНІ АСПЕКТИ РОЗВИТКУ ЦИФРОВОГО ТЕЛЕБАЧЕННЯ В УКРАЇНІ 11.5

А.О. Горбунов
ТРЕБОВАНИЯ К БЕЗОПАСНОМУ ОБЛАЧНОМУ ПРОГРАММНОМУ ОБЕСПЕЧЕНИЮ 11.9

В.В. Антонов, Т.Я. Малік
АНАЛІЗ ТЕХНОЛОГІЙ ПЕРЕДАВАННЯ ЗАХИЩЕНОГО МОВНОГО ТРАФІКА В АВІАЦІЙНИХ СИСТЕМАХ РАДІОЗВ'ЯЗКУ 11.13

Р.С. Одарченко
КОНЦЕПЦІЯ СЕНСОРНОЇ МЕРЕЖІ ДЛЯ ЗБОРУ МЕТЕОРОЛОГІЧНИХ ДАНИХ 11.17

В.В. Уланский, И.А. Мачалин, И.Е. Терентьева
РАЗРАБОТКА СТРУКТУРЫ СРЕДЫ ЭКСПЛУАТАЦИОННОГО РЕЗЕРВИРОВАНИЯ ОБОРУДОВАНИЯ СИСТЕМ РАДИОДОСТУПА UTRAN 11.21

О.П. Ткалич, к.т.н., И.В. Кохан, А.Б. Кочубей
МЕТОДЫ АУТЕНТИФИКАЦИИ В КОРПОРАТИВНЫХ СЕТЯХ 11.25

О.П. Ткалич, А.Н. Найда, А.В. Марченко
ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ КОРПОРАТИВНЫХ СЕТЕЙ 11.29

A.G. Holubnychyi
GENERATION RULES AND STRUCTURE OF GENERALIZED BINARY BARKER SEQUENCES 11.33

Секція 12. Авіаційна англійська мова та безпека польотів

O.P. Petrashchuk
FOCUS ON THE LANGUAGE LEARNER: MOTIVATION, STYLES AND STRATEGIES 12.1

N.S. Zelinska
INTERNATIONAL SIGNIFICANCE OF ICAO ALPHABET FOR FLIGHT SAFETY 12.3

О.М. Васюкович
ЗАСТОСУВАННЯ ТЕХНОЛОГІЙ ВІРТУАЛЬНОЇ РЕАЛЬНОСТІ В ТРЕНАЖЕРАХ І СИМУЛЯТОРАХ ПІД ЧАС ПРОФЕСІЙНОЇ ПІДГОТОВКИ АВІАДИСПЕТЧЕРІВ 12.6

O.M. Skipalska
ENDLESS OPTIONS OF INTERNET IN LEARNING ENGLISH 12.11

Л.С. Немлій
МОДЕЛЬ ФОРМУВАННЯ ПЕДАГОГІЧНОЇ КОМПЕТЕНЦІЇ ДИСПЕТЧЕРА-ІНСТРУКТОРА УПРАВЛІННЯ ПОВІТРЯНОГО РУХУ 12.14

L.P. Korol
PRONUNCIATION ISSUES AND THEIR INFLUENCE ON THE FLIGHT SAFETY 12.19

T. Kharlamova
ACADEMICS COMPETENCES FOR DEVELOPMENT OF THE TRAINING TECHNIQUES WITHIN THE CONTEXT OF HIGHER EDUCATION 12.22

К.О. Поворозник
ПСИХОЛОГІЧНИЙ ФЕНОМЕН ЧАСОВОЇ ПЕРСПЕКТИВИ В КОНТЕКСТІ РОЗВИТКУ ОСОБИСТОСТІ АВІАЦІЙНИХ СПЕЦІАЛІСТІВ 12.25

М.М. Кулешір
ВИКОРИСТАННЯ МЕТОДУ Г. ЛОЗАНОВА В НАВЧАННІ ІНОЗЕМНОЇ МОВИ 12.29

М.Є. Ломакіна
ПОРІВНЯЛЬНИЙ АНАЛІЗ ПІДГОТОВКИ МАЙБУТНІХ АВІАДИСПЕТЧЕРІВ З АВІАЦІЙНОЇ АНГЛІЙСЬКОЇ МОВИ 12.33

Секція 13. Стан та перспективи розвитку авіоніки

А.О. Юрчук, В.М. Шутко, В.В. Конін, О.О. Колганова
МЕТОД ПОКРАЩЕНОГО ВИЯВЛЕННЯ СУПУТНИКОВИХ СИГНАЛІВ, ЯКИЙ БАЗУЄТЬСЯ НА ОСНОВІ МОДИФІКАЦІЇ ОПЕРАТОРА ЗГОРТКИ 13.1

С.В. Павлова, Е.Ю. Грабовская
СЛОЖНОСТИ ПРОСТРАНСТВЕННОЙ ОРИЕНТИРОВКИ ПИЛОТА ВО ВРЕМЯ ПОЛЕТА В КРИТИЧЕСКИХ УСЛОВИЯХ 13.5

В.М. Краснов, М.Е. Кіреєв, Д.В. Смолич
ПРИЛАД ДЛЯ ВИМІРЮВАННЯ ШОРСТКОСТІ НОВОЗБУДОВАНИХ ЗЛІТНО-ПОСАДКОВИХ СМУГ 13.9

Е.В. Кожохина, А.С. Ковалева, А.Ю. Власова
ЗАГРУЖЕННОСТЬ И ИНФОРМАЦИОННАЯ ПЕРЕГРУЗКА КАК ФАКТОРЫ, ВЛИЯЮЩИЕ НА НАДЕЖНОСТЬ ОПЕРАТОРА АНС 13.13

Y.V. Hryshchenko, E.M. Hohlov, T.M. Kravtsova, A.S. Shvydchenko
ANALYTICAL STUDIES OF COMPLEX TECHNOLOGY INTERRUPTIONS OF AVIONICS 13.17

М.Г.Романюк
ПРОБЛЕМИ АНАЛІЗУ НАДІЙНОСТІ ТЕХНІЧНИХ СИСТЕМ ПРИ ДОВІЛЬНИХ ЗАКОНАХ РОЗПОДІЛУ ВІДМОВ ТА ВІДНОВЛЕНЬ 13.21

G.A. Polozhevets, K.O. Sakhno
DEVELOPMENT AND EXPERIMENTAL RESEARCHES OF ESTIMATION OF THE FIRST SIGNS OF FACTOR RESONANCE AT THE PRODUCTION OF FLIGHTS 13.25

О. Г. Ситник, Л. М. Ситнянських
ПСИХОЛОГІЯ СТАНОВЛЕННЯ ДИСПЕТЧЕРА ПОВІТРЯНОГО РУХУ ЯК ПРОФЕСІОНАЛА ДЛЯ РОБОТИ В ЦИВІЛЬНІЙ АВІАЦІЇ 13.29

В.М. Краснов, Д.В. Смолич, М.Е. Кіреєв
РОЗРОБКА ПРИЛАДУ ДЛЯ ВИМІРЮВАННЯ ПОЗДОВЖНІХ І ПОПЕРЕЧНИХ УХИЛІВ ТА НЕРІВНОСТЕЙ ЗЛІТНО-ПОСАДКОВИХ СМУГ 13.33

O.Y. Burov, O.R. Tsarik
USABILITY EVALUATION METHODS: A POINT OF CHARACTERISTICS AND CRITERIA 13.37

В.М. Землянський, С.Г. Єгоров, О.П. Чудєсов
КОГЕРЕНТНО-ОПТИЧНІ ДАТЧИКИ 13.41

О.О. Чужа, О.Г. Ситник
ВІЗУАЛЬНІ ОПТОЕЛЕКТРОННІ СИСТЕМИ ПОСАДКИ ПОВІТРЯНИХ СУДЕН 13.45

А.Е. Волков, Д.А. Волошенюк
ИССЛЕДОВАНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ УПРАВЛЕНИЯ ВОЗДУШНЫМИ СУДАМИ С ПОМОЩЬЮ АВИАГОРИЗОНТОВ С ПРЯМОЙ И ОБРАТНОЙ ИНДИКАЦИЕЙ 13.49

D.A. Prosvirin
APPLICATION OF SCADE ENVIRONMENT IN RAPID DEVELOPMENT AND TESTING OF SAFE AVIONICS DISPLAY SOFTWARE 13.53

УДК 656.7.01:389:621.396.67(045)

В.А. Швець, к.т.н. (Національний авіаційний університет, Україна, Київ)

ОПТИМІЗАЦІЯ АНТЕННИХ РЕШІТОК ГЛОБАЛЬНИХ НАВІГАЦІЙНИХ СУПУТНИКОВИХ СИСТЕМ

В роботі доведено можливість оптимізації антенної решітці при застосуванні трикутної схеми розташування випромінювачів. Використовуючи вагові коефіцієнти можливо керувати діаграмою спрямованості антенної решітки. Використання трикутної сітки дозволяє зменшити число випромінювачів від 30% до 50%, а відповідно і апаратні витрати на створення антенної решітки.

Актуальність питань дослідження впливу завад та підвищення завадостійкості апаратури супутникової навігації стає все більш значною по мірі розширення сфери застосування супутникових технологій. Особлива увага їй приділяється при використанні систем GNSS в авіації.

Найбільш дієвим способом усунення завад на сьогоднішній день визнано застосування адаптивних антенних систем (ААС), де одним з головних елементів є антенна решітка (АР). Але ж АР конструюються за прямокутною схемою розташування випромінювачів.

Метою даної роботи є проведення досліджень з оптимізації АР, для зменшення апаратурних витрат без втрати точності проведених вимірювань кутових координат джерела завади.

З аналізу конструкції АР з прямокутною схемою розташування, видно, що кількість випромінювачів зростає з квадратичною залежністю і це тягне за собою зростання каналів управління з тієї ж залежністю. Але дані кажуть, що при кількості джерел перешкод більше 10 застосування адаптивних АР (ААР) стає не ефективним, тоді АР з кількістю елементів 4×4 і вище несуть в собі апаратну надмірність, від якої необхідно позбавлятися, тобто АР необхідно оптимізувати за конструктивними параметрами.

В якості параметра оптимізації візьмемо кількість випромінювачів АР, від їх кількості безпосередньо залежить кількість каналів керування в ААР.

Розташуємо випромінювачі в вузлах рівнобічної трикутної сітки (рис.1.).

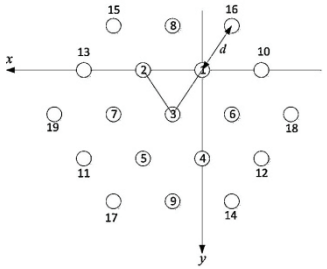


Рис. 1. Трикутна схема розташування випромінювачів

Тоді для трикутної сітки умова розташування випромінювачів має вигляд [1]

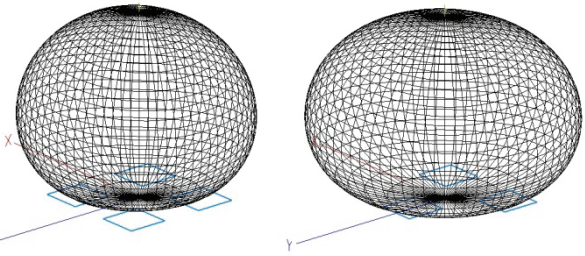
$$\frac{d}{\lambda} = \frac{2}{\sqrt{3}} \frac{1}{1+\sin\theta_{max}},$$

де θ_{max} – максимальний кут відхилення променя від нормалі до решітки.

В якості базової осередку візьмемо один трикутник випромінювачів (3 випромінювача), а для прямокутної сітки базової

осередком буде система 2×2 (4 випромінювача).

Змоделюємо конструктивно обидва базові осередки (рис. 2. а, б).



а) б)

Рис. 2. Діаграма спрямованості а) осередку 2×2 випромінювачів, б) осередку з 3 випромінювачів.

З рисунків видно, що використовуючи трикутну сітку розташування випромінювачів можна отримати ДС, яка задовольняє вимогам до антен супутникових аеронавігаційних систем [2].

Перевіримо можливість керування трикутним осередком АР, для цього в середовищі "EMCoS Antena VitualLab" підставимо розраховані коефіцієнти в вікно параметрів збудників випромінювачів.

Результат конструктивного моделювання наведено на рис. 3.

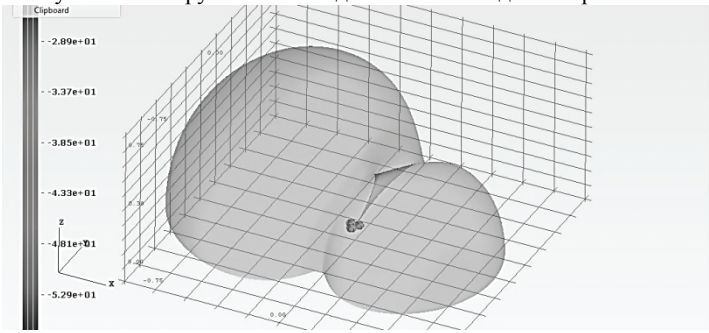
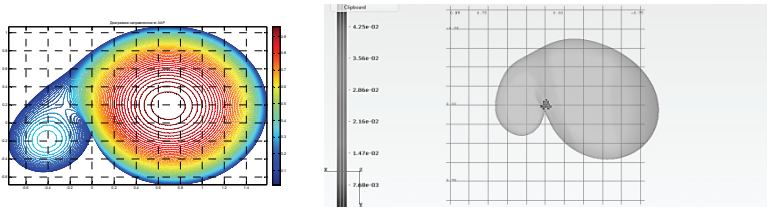


Рис. 3. Формування "нуля" в діаграмі спрямованості трикутного осередку

Як видно з рис. 3. – формується "нуль" в ДС АР з трьох випромінювачів, тобто є можливість керувати ДС АР.

Наведемо ще приклад керування ДС АР (рис. 4. – 5.). На рис. 4. (а) ДС розраховувалась в програмним середовищі MatLab, а на рис. 4 (б) в середовищі "EMCoS Antena VitualLab", із рисунків видимо, що результати моделювання в обох середовищах співпадають, тобто в подальшому можна використовувати середовище "EMCoS Antena VitualLab".



а) б)

Рис. 4. Результат моделювання ДС в середовищі MatLab (а) і в середовищі "EMCoS Antena VitualLab" (б)

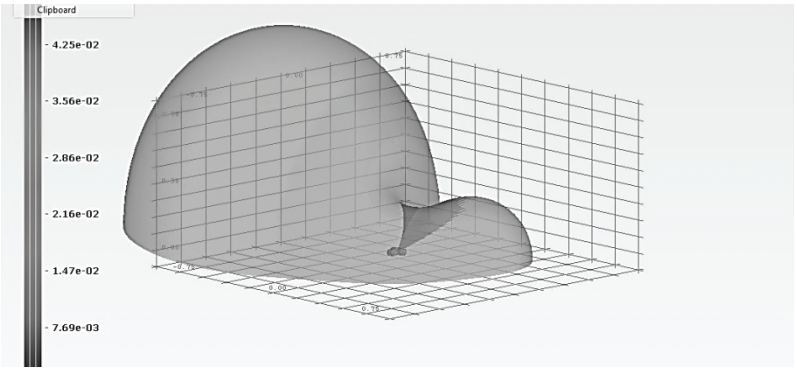


Рис. 5. Результат моделювання ДС в середовищі "EMCoS Antena VitualLab"

Перевіримо точність вимірювання напряму на джерело завади, тобто формування "нуля" діаграмою спрямованості АР на джерело завади (за трикутною и прямокутною схемою розташування випромінювачів). Для цього підставимо розраховані коефіцієнти (амплітуду і фазу) в вікно параметрів збудження випромінювачів АР, коефіцієнти розраховані для однакових кутів місця і азимуту θ=28°, φ=241°. Результати обчислень наведені на рис. 6 – 8, з яких видно повний збіг результатів вимірювання.

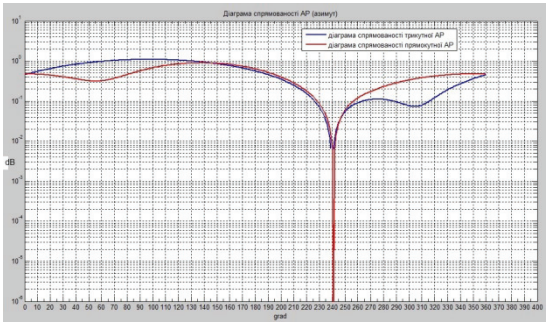


Рис. 6. Діаграма спрямованості АР для вимірювання азимуту завади

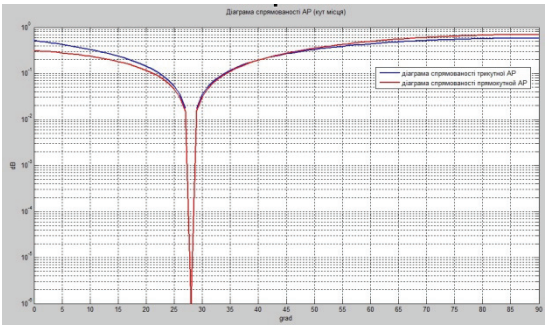


Рис. 7. Діаграма спрямованості АР для вимірювання кута місця завади

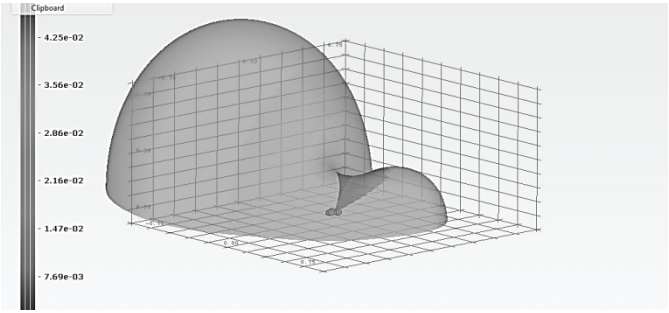


Рис. 8. Формування "нуля" ДС за трикутною схемою, θ=28°, φ=241°

Висновки

Доведено можливість створення АР за трикутною схемою розташування випромінювачів. Використовуючи вагові коефіцієнти можливо керувати ДС АР.

З отриманих даних видно що результати вимірювання кутових координат джерела завади , тобто формування "нуля" ДС для трикутної схеми повністю співпадають з прямокутною схемою, тобто доведено можливість використання трикутної схеми розташування випромінювачів в АР САНС без втрати якісних параметрів. Використання трикутної сітки дозволяє зменшити число випромінювачів від 30% до 50%, а відповідно і апаратні витрати в порівнянні з числом елементів і апаратних витрат з прямокутною сіткою.

Список літератури

1. Антенны и устройства СВЧ. Проектирование фазированных антенных решеток / В. С. Филиппов, Л. И. Пономарев, А. Ю. Гринев и др.; Под ред. Д. И. Вознесенского. – М.: Радио и связь, 994. – 592 с.

2. Авиационная электросвязь. Том 1 Радионавигационные средства. Приложение 10 к Конвенции о международной гражданской авиации. – М.: Международная организация гражданской авиации – 2006. с. – 598.

УДК: 681.51(043.2)

В.П. Харченко, А.А. Тунік, В.М. Кондратюк, С.І. Ільницька,
О.В. Куценко, К.В. Мельник, Є.В. Вишнякова, В.П. Трикоз
(Національний авіаційний університет, Україна, Київ)

РОЗРОБКА АВТОМАТИЗОВАНИХ СИСТЕМ УПРАВЛІННЯ РУХОМИМИ ОБ'ЄКТАМИ

Розглянуто ключові елементи автоматизованих систем управління рухомими об'єктами, які включають в себе систему орієнтації та навігації, і систему автоматичного керування польотом. Представлено практичний досвід ННЦ «Аерокосмічний центр» у розробці автоматизованих систем управління рухомими об'єктами в повітряному просторі.

Інтенсивний розвиток мікроелектроніки і нанотехнологій відкриває нові можливості для створення малогабаритних автоматизованих систем управління тими чи іншими рухомими об'єктами (РО), до яких належать безпілотні повітряні судна (БПС), наземний та морський транспорт. Автоматизовані системи управління рухомими об'єктами дозволяють їм виконувати задачі, які для людини є або небезпечними, або економічно невигідними. Наприклад, БПС може ефективно виконувати задачі як у військовій сфері, так і в народному господарстві (аерофотознімання, моніторинг нафто- і газопроводів, сільське господарство). Автоматизовані системи управління РО знаходять широке застосування в точному землеробстві, морському та річковому судноплавстві, а також в інших сферах діяльності.

Найбільш складною в практичній реалізації є автоматизована система управління РО в повітряному просторі. Розглянемо узагальнену схему складових елементів безпілотного авіаційного комплексу (БАК), який складається з двох основних груп елементів: 1) мале БПС разом із системами орієнтації та навігації, і системою автоматичного керування польотом; 2) наземна станція керування.

Система орієнтації та навігації використовує набір необхідних датчиків, склад яких визначається рухомим об'єктом та поставленими перед ним задачами. Наприклад, для БПС типовим набором датчиків є приймач глобальної навігаційної супутникової системи (ГНСС), тривісні акселерометри, датчики кутової швидкості, магнітометри, датчик барометричної висоти тощо.

Система автоматичного керування польотом об'єднує підсистеми траєкторного управління і керування виконавчими пристроями БПС. Підсистема траєкторного управління вирішує завдання поставлене перед рухомим об'єктом і для цього використовує задані координатні точки маршруту, які містять інформацію про шлях і зміст завдання на маршруті. Ці дані можуть бути або попередньо задані в бортовій апаратурі, або безпосередньо передаватись з диспетчерського пункту (станції керування). На базі цих точок розраховується лінія заданого шляху (або ортодромія). Задача

траєкторного управління вирішується таким чином, аби мінімізувати відхилення рухомого об'єкта від лінії заданого шляху, використовуючи при цьому дані системи орієнтації та навігації. Підсистема керування використовує дані, що отримує із системи траєкторного управління для формування відповідних сигналів для управління виконавчими пристроями. Ці сигнали, наприклад, кути повороту сервоприводів, подаються на робочі органи рухомого об'єкта. Для БПС це будуть сервоприводи елеронів, керма напрямку та керма висоти. Робочі органи поверхонь БПС відпрацьовують задані керуючі сигнали, внаслідок чого об'єкт змінює своє положення та орієнтацію, що вимірюється відповідним набором датчиків, дані з яких знову поступають в систему орієнтації та навігації. Таким чином, системи орієнтації і навігації та автоматичного керування польотом є дуже важливими органами будь-якого рухомого об'єкта, в тому числі і БПС.

Рис. 1. Узагальнена схема складових елементів БАК

У науково-навчальному центрі «Аерокосмічний центр» Національного авіаційного університету ведуться роботи по створенню систем орієнтації та навігації, і автоматичного керування польотом. Для відпрацювання системи автоматичного керування польотом у комплексі із системою траєкторного управління відповідної моделі БПС створено напівнатурний апаратно-програмний комплекс з набором алгоритмів управління моделлю малого БПС, реалізованих в програмному пакеті Matlab Simulink (рис. 2), що включає: програмно-керуючий комплекс та стенд напівнатурного відпрацювання системи управління (СУ) БПС (рис. 3), що реалізований на сучасній мікропроцесорній базі з виконавчими пристроями, які підтримують сигнали ШІМ.

Передача сигналів управління від програмно-керуючого комплексу до стенду напівнатурного моделювання здійснюється за допомогою послідовних портів, що знаходяться на платі управління, яка підключена до демонстраційного стенду. Перетворення неперервного сигналу в цифровий здійснюється за допомого аналогово-цифрового перетворювача (АЦП), який здійснює дискретизацію сигналу (на рис. 6 блок Quantizer). Блок узгодження та керування має вбудовану функцію широтно-імпульсного перетворення (на

рис. 2 блок ШІМ). У модель автопілоту закладено алгоритми управління центром мас та кутовим положенням БПС. Сигнали управління положенням БПС передаються до блоку сервоприводів. Для управління поздовжнім рухом БПС використовуються рулі висоти та управління тягою, а управління боковим рухом БПС здійснюється шляхом відхилення елеронів та руля напрямку (рис. 2).

Таким чином, розроблені та запрограмовані на мові С++ закони управління малим БПС, динаміка якого закладена в пакеті Simulink Matlab, реалізовано в програмно-керуючому комплексі, що дозволяє відпрацьовувати задані моделі в напівнатурних експериментальних дослідженнях.

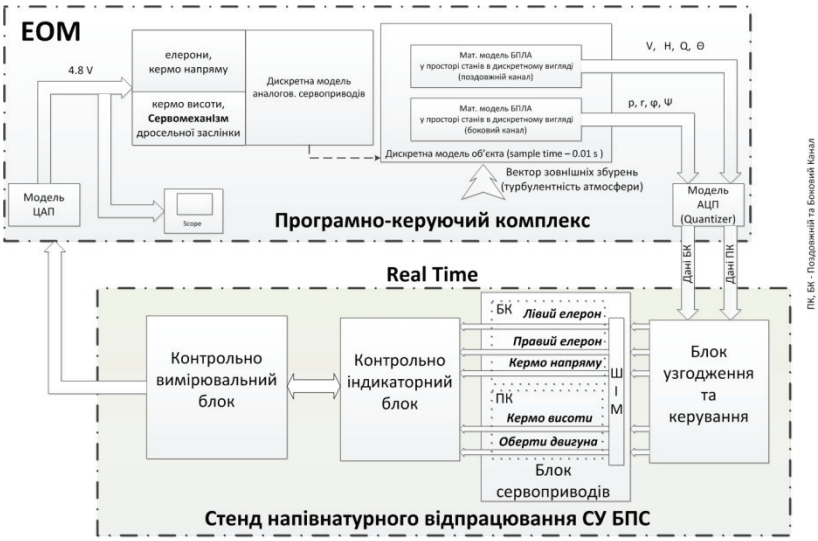


Рис. 2. Апаратно-програмний комплекс

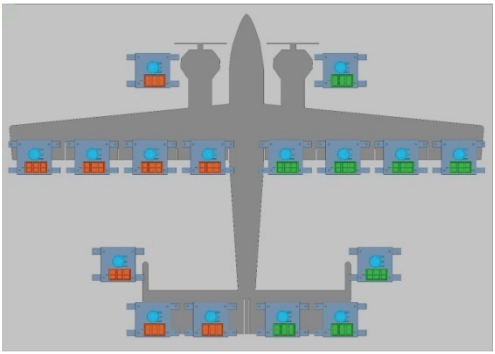


Рис. 3. Схема стенда (вид зверху)

Для відпрацювання автоматизованої системи управління РО в повітряному просторі було створено експериментальний зразок інтегрованої інерціально-супутникової навігаційної системи (ІСНС), структурна схема та зовнішній вигляд якого представлені на рис. 4–5.

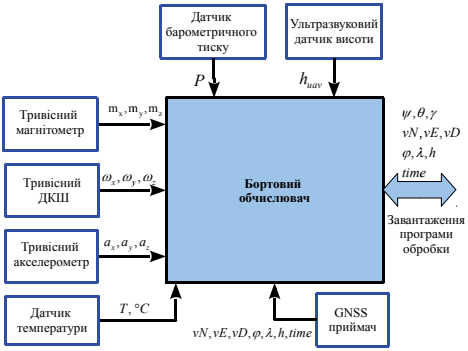


Рис. 4. Структурна схема ІСНС

Рис. 5. Зовнішній вигляд ІСНС (вид зсередини корпусу)

Проведені експериментальні дослідження ІСНС при польоті малого БПС (рис. 6) підтверджують адекватність функціонування розроблених методів та алгоритмів. На рис. 7 представлено траєкторію руху БПС у горизонтальній площині.

Рис. 6. Фотографія малого БПС, що використовувався в експерименті

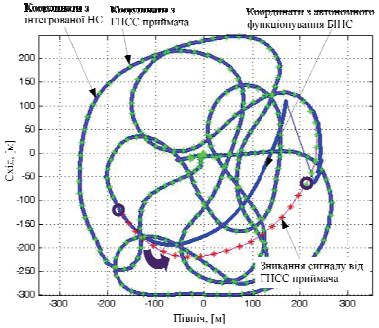


Рис. 7. Траєкторія руху БПС у горизонтальній площині

Висновки

Розробка автоматизованих систем управління рухомими об’єктами в повітряному просторі є об’ємним та складним завданням, яке об’єднує в себе реалізацію інтегрованої навігаційної системи, вирішення задачі траєкторного управління та керування виконавчими пристроями. В роботі представлено практичний досвід колективу ННЦ «Аерокосмічний центр» з розробки автоматизованої системи управління для малого БПС.

УДК 621.396.933

В.В.Конін д.т.н (Національний авіаційний університет, Україна, Київ)
О.В.Куценко (Національний авіаційний університет, Україна, Київ)

ОСОБЛИВОСТІ ВИЗНАЧЕННЯ РІВНІВ ЗАХИСТУ СУПУТНИКОВОЇ СИСТЕМИ ПОСАДКИ

Розглянуто особливості визначення бокового та вертикального рівнів захисту супутникової системи посадки повітряних суден, з урахуванням системи координат, що застосовується при посадці.

Безпека та ефективність польотів повітряних суден забезпечується системами організації повітряного руху. Як зазначено в [1], складовими частинами даних систем, які виконують основні функції, є зв'язок, навігація та спостереження. В сучасній інтерпретації глобальні системи з функціями зв'язку, навігації, спостереження визначаються як системи CNS/ATM. Однією з нових основних вимог, які висуваються в навігації, – є широке використання глобальної системи супутникової навігації GNSS для всіх стадій польоту з метою забезпечення основної економічної переваги систем CNS/ATM. Супутникова система посадки складається з навігаційних супутників GNSS, а також з наземної та бортової підсистем.

Унікальним аспектом використання супутникової системи посадки являється зміна в часі характеристик системи внаслідок зміни геометрії розташування навігаційних супутників. Також система підлягає впливу ряду факторів, які спричиняють похибки різних джерел походження. За походженням джерела похибок поділяються на наступні категорії: навігаційні супутники, середовище розповсюдження сигналів, опорні приймачі наземної підсистеми, власне обладнання наземної станції та обладнання бортової підсистеми. До джерел похибок навігаційних супутників відносяться: дрейф шкали годинника, неточність переданих ефемерид, збої передавача навігаційного супутника, зсув переданого коду відносно фази несучої та деформація переданого сигналу. До джерел похибок середовища розповсюдження сигналу відносяться: іоносферні просторовий та короткотерміновий градієнти, тропосферна затримка, інтерференція сигналів біля опорних приймачів та повітряного судна, а також помилки, що виникають при прийомі диференційних поправок. До джерел похибок наземних опорних приймачів відносяться: апаратура наземних антен та приймачів, а також дзеркальна та розсіяна багатопроменевість при прийомі сигналів. До джерел похибок наземної станції відносяться: збої програмного забезпечення, збої передавача диференційних поправок та зміщення фазових центрів антен опорних приймачів як спільне так і окремо кожного. До джерел похибок обладнання бортової підсистеми відносяться: апаратура бортових приймача і антени, збої програмного забезпечення, а також багатопроменевість при прийомі сигналів від супутників та наземного обладнання.

Похибки від деяких джерел повністю усуваються в наземній чи бортовій підсистемі, а також за допомогою авіоніки, що не відноситься до

супутникової системи посадки. Проте, в більшості випадків після диференційних корекцій, згладжування фазою несучої та інших засобів в даних все ж присутні залишкові похибки.

При визначенні цілісності супутникової навігаційної системи особлива увага приділяється вертикальному та боковому рівням захисту супутникової системи посадки які в [2] визначені як:

$$LPL = K_{ffmd}\sqrt{\sum_{i=1}^{N}\left(s_{y,i}^2 \times \sigma_i^2\right)};$$

$$VPL = K_{ffmd}\sqrt{\sum_{i=1}^{N}\left(\left(s_{v,i} + s_{x,i} \times tg\left(GPA\right)\right)^2 \times \sigma_i^2\right)}.$$

Розглянемо параметри представлені у виразах вище. K_{ffmd} - це множник отриманий з ймовірності не виявлення збою за умови відсутності збоїв в наземній підсистемі. GPA - це кут глісади який передається наземною підсистемою супутникової системи посадки. Похибку визначення псевдовідстані бортовою підсистемою супутникової системи посадки для і-го навігаційного супутника можна визначити як:

$$\sigma_i = \sqrt{\sigma_{pr_gnd,i}^2 + \sigma_{res,i}^2 + \sigma_{multipath,i}^2 + \sigma_{tropo,i}^2 + \sigma_{iono,i}^2}$$

де: $\sigma_{pr_gnd,i}$ - параметр що передається наземною підсистемою і являє собою похибку яку вносить наземна підсистема для і-го навігаційного супутника;

$\sigma_{tropo,i}$ - залишкова тропосферна невизначеність для і-го навігаційного супутника;

$\sigma_{iono,i}$ - залишкова іоносферна невизначеність для і-го навігаційного супутника;

$\sigma_{res,i}$ - похибку приймача бортової підсистеми для і-го навігаційного супутника;

$\sigma_{multipath,i}$ - похибку в наслідок багатопроменевості від корпусу повітряного судна для і-го навігаційного супутника.

Параметри $s_{x,i}, s_{y,i}, s_{v,i}$ - це часткові похідні похибки по позиції по осям системи координат зв'язаної з посадковою смугою відносно похибки по псевдовідстані для і-го з N навігаційних супутників, які можна отримати як елементи матриці проекції S яку можна визначити за допомогою виразу

$$S = \begin{bmatrix} s_{x,1} & s_{x,2} & \cdots & s_{x,N} \\ s_{y,1} & s_{y,2} & \cdots & s_{y,N} \\ s_{v,1} & s_{v,2} & \cdots & s_{v,N} \\ s_{t,1} & s_{t,2} & \cdots & s_{t,N} \end{bmatrix} = \left(G^T \times W \times G\right)^{-1} \times G^T \times W ,$$

Матриця вагових коефіцієнтів формується з похибок визначення псевдовідстаней наступним чином:

$$W = \begin{bmatrix} \sigma_1^2 & 0 & \cdots & 0 \\ 0 & \sigma_2^2 & \cdots & 0 \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & 0 & \cdots & \sigma_N^2 \end{bmatrix}^{-1}.$$

Розглянемо матрицю проекції з псевдовідстаней на осі системи координат зв'язаної зі злітно-посадковою смугою G. Дана система координат визначається в [2] наступним чином: осі x та y лежать в локальній горизонтальній площині. При цьому вісь x орієнтовано вздовж траєкторії і напрямлено вперед, а вісь y в поперек траєкторії і напрямлена вліво. Ось v напрямлена вгору перпендикулярно осям x та y. Для визначення системи координат на борт повітряного судна наземною підсистемою супутникової системи посадки надсилаються наступні дані:

- Широта LTP/FTP_{φ}^{LLA} довгота LTP/FTP_{λ}^{LLA} та висота LTP/FTP_{h}^{LLA} точки проходження порогу злітно посадкової смуги LTP/FTP (Landing Threshold Point/Fictitious Threshold Point). Зазвичай дана точка розташована на перетині осевої лінії і порогу посадкової смуги.
- Змішення по широті $\Delta FPAP_{\varphi}^{LLA}$ та довготі $\Delta FPAP_{\lambda}^{LLA}$ точки визначення напряму траєкторії польоту FPAP (Flight Path Alignment Point) відносно LTP/FTP. Дана точка розташована на посадковому кінці злітно посадкової смуги або за ним на тій же висоті, що і LTP/FTP.
- Висота перетину порогу при заході на посадку TCH (Threshold Crossing Height)

Для визначення системи координат зв'язаної з злітно-посадковою смугою спочатку необхідно знайти широту довготу та висоту точки FPAP, як

$$\begin{aligned} FPAP_{\varphi}^{LLA} &= LTP/FTP_{\varphi}^{LLA} + \Delta FPAP_{\varphi}^{LLA} \\ FPAP_{\lambda}^{LLA} &= LTP/FTP_{\lambda}^{LLA} + \Delta FPAP_{\lambda}^{LLA} \\ FPAP_{h}^{LLA} &= LTP/FTP_{h}^{LLA} \end{aligned}.$$

Потім знаходяться широта довгота і висота точки перетину порогу злітно-посадкової смуги TCP (Threshold Crossing Point) яка розташована над точкою LTP/FTP, як

$$\begin{aligned} TCP_{\varphi}^{LLA} &= LTP/FTP_{\varphi}^{LLA} \\ TCP_{\lambda}^{LLA} &= LTP/FTP_{\lambda}^{LLA} \\ TCP_{h}^{LLA} &= LTP/FTP_{h}^{LLA} + TCH \end{aligned}.$$

Для проведення подальших розрахунків необхідно визначити координати точок LTP/FTP (LTP/FTP_X^{ECEF}, LTP/FTP_Y^{ECEF}, LTP/FTP_Z^{ECEF}), FPAP ($FPAP_X^{ECEF}$, $FPAP_Y^{ECEF}$, $FPAP_Z^{ECEF}$) та TCP (TCP_X^{ECEF}, TCP_Y^{ECEF}, TCP_Z^{ECEF}) в системі ECEF.

Відповідно до визначень осей x, y, v та точок LTP/FTP, FPAP, TCP можна визначити вектори напрями яких співпадають з напрямами осей системи координат зв'язаної з злітно-посадковою смугою. Вектор який направлений з точки LTP/FTP в точку FPAP і співпадає з напрямом осі x, в системі координат ECEF має координати:

$$\vec{U}_{rw} = \begin{bmatrix} FPAP_X^{ECEF} - LTP/FTP_X^{ECEF} \\ FPAP_Y^{ECEF} - LTP/FTP_Y^{ECEF} \\ FPAP_Z^{ECEF} - LTP/FTP_Z^{ECEF} \end{bmatrix}.$$

Вектор який направлений з точки LTP/FTP в точку TCP і співпадає з напрямом осі v, в системі координат ECEF має координати:

$$\vec{U}_{vert} = \begin{bmatrix} TCP_X^{ECEF} - LTP/FTP_X^{ECEF} \\ TCP_Y^{ECEF} - LTP/FTP_Y^{ECEF} \\ TCP_Z^{ECEF} - LTP/FTP_Z^{ECEF} \end{bmatrix}.$$

Вектор який співпадає з напрямом осі y, можна визначити як:

$$\vec{U}_{lat} = \vec{U}_{vert} \times \vec{U}_{rw}$$

Маючи дані вектори можна записати матрицю переходу до системи зв'язаної з злітно-посадковою смугою від системи ECEF у вигляді:

$$U = \begin{bmatrix} \begin{bmatrix} \|\vec{U}_{rw}\|^T \\ \|\vec{U}_{lat}\|^T \\ \|\vec{U}_{vert}\|^T \end{bmatrix} & \begin{matrix} 0 \\ 0 \\ 0 \end{matrix} \\ \begin{matrix} 0 & 0 & 0 \end{matrix} & 1 \end{bmatrix}.$$

Тоді рядок матриці проекції з псевдовідстаней на осі системи координат зв'язаної зі злітно-посадковою смугою можна записати як:

$$G_i = \left(U \times \begin{bmatrix} \dfrac{x^{ECEF} - x_{sat,i}^{ECEF}}{R_i - c \cdot \Delta t_{res}} \\ \dfrac{y^{ECEF} - y_{sat,i}^{ECEF}}{R_i - c \cdot \Delta t_{res}} \\ \dfrac{z^{ECEF} - z_{sat,i}^{ECEF}}{R_i - c \cdot \Delta t_{res}} \\ 1 \end{bmatrix} \right)^T,$$

де: $x^{ECEF}, y^{ECEF}, z^{ECEF}$ - координати повітряного судна в системі ECEF;

$x_{sat,i}^{ECEF}, y_{sat,i}^{ECEF}, z_{sat,i}^{ECEF}$ - координати навігаційного супутника в системі ECEF;

R_i - відстань між повітряним судном та навігаційним супутником;

c - швидкість світла;

Δt_{res} - похибка годинника бортової підсистеми.

Висновки

Представлено огляд можливих похибок супутникової системи посадки. Визначені похибки які використовуються при визначенні цілісності системи. Розглянуто методику переходу до системи координат зв'язаної з злітно-посадковою смугою.

Список літератури

1. В.В. Конин, В.П. Харченко Системы спутниковой навигации .- К.Холтех, 2010. – 510 с.

2. ICAO Приложение 10 Авиационная электросвязь том 1 шестое издание, 2006. – 606 с.

УДК 629.78

Э.А. Ковалевский, к.т.н. (НАУ, Украина)
М.В. Кондратюк, (НАУ, Украина)

ТОЧНОСТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОРИЕНТАЦИИ ОБЪЕКТА ПО ТЕХНОЛОГИИ GNSS

Рассмотрено определение ориентации объекта с помощью GNSS. Проведено моделирование. Исследованы точностные характеристики.

Введение

Развитие спутниковых радионавигационных систем идет как по пути повышения точности навигационных определений, так и расширения областей их использования. Одной из таких областей является определение ориентации объекта с помощью угломерной навигационной аппаратуры GNSS. Определение ориентации объекта необходимо для обеспечения его навигации и традиционно выполняется гироскопическими системами.

Применение технологий GNSS позволяет существенно понизить затраты на решение задачи и устранить недостаток гироскопических систем в накапливании ошибок со временем.

Способ определения ориентации предполагает размещение на жесткой конструкции четырех антенн GNSS (антенная решетка), положение которых известно относительно собственной системы координат (ССК) объекта. Искомыми являются углы Эйлера (α, β, γ) между собственной и топоцентрической системами координат. Они определяются путем обработки спутниковых сигналов, принятых антеннами, измерением разности фаз $\Delta\varphi_{ji}$ на концах базовых линий (между элементами решетки) для каждого спутника j и базовой линии i и вычислений по определенному алгоритму.

Теоретические аспекты решения задачи изложены в монографии [1]. Указывается, что точность определения углов ориентации зависит от ряда факторов. Описан подход к оценке потенциальной точности в виде нижней границы Рао-Крамера для дисперсии оценки в предположении равновероятного априорного распределения факторов.

В данной работе решается задача разработки математической модели и детального статистического исследования влияния погрешностей навигационных определений (НВО), измерения разности фаз, числа и конфигурации созвездия спутников на точность определения углов ориентации.

Описание модели

Процедура определения ориентации объекта предполагает наличие следующих данных:

- координат (в геоцентрической системе) NS навигационных спутников;
- направляющих векторов I_m (m=1…4) линий между элементами антенной решетки;
- декартовых и географических координат объекта;

- измеренных разностей фаз навигационных сигналов, принятых элементами антенной решетки и нормированных к единицам длины.

Не теряя общности, предполагается, что одна из линий эквидистантной антенной решетки совпадает с продольной осью собственной системы координат объекта.

Функциональная зависимость между α, β, γ и $\Delta\varphi_{ji}$ находиться таким образом. По значениям координат спутника и объекта рассчитываются направляющий вектор лини визирования j-го спутника R_j в центральной геоцентрической системе координат (ЦГСК). Известные направляющие векторы I_m (m=1…4) базовых линий в ССК пересчитываются в ЦГСК с помощью матричного оператора повороту на углы Эйлера между ССК и ЦГСК. Разница фаз (пересчитаны в линейные измерения опоздания прихода сигнала) $d\varphi_{ji}$ находятся как скалярное перемножение векторов R_j и I_m (ЦГСК).

Представим вектор измерения в виде:

$$y = h(\psi) + n \ .$$

ψ - вектор искомых углов ориентации;

n - вектор случайных погрешностей измерения.

Оптимальную оценку параметров находим за методом максимума правдоподобности:

$$\frac{d \ln P(y/\psi)}{d\psi} = 0 \ , \qquad (1)$$

где $P(y/\psi)$ - условная плотность вероятности вектора y при фиксированном ψ.

Уравнение (1) решается итерационным методом в виде:

$$P = \Lambda + (H^T \cdot D^{-1} \cdot H)^{-1} \cdot H^T \cdot D^{-1} \cdot (y - h) \ ,$$

компоненты которые приведены в [1]. Способ определения улов ориентации объекта реализован в виде комплекса программ в среде MatLab. Блок-схема комплекса приведена на рис.1.

Результаты моделирования

Моделирование проводилось при следующих исходных данных.

Таблица 1

Зависимость сферической ошибки определений от погрешности НВО

mk, м	0	10^{-8}	10^{-8}	10^{-8}	10^{-8}	10^{-8}	10	10^{3}	10^{4}	10^{5}
sk, м	0	10	10^{3}	10^{4}	10^{5}	$2\cdot10^{5}$	5	5	5	5
mO, рад	0	$6\cdot10^{-7}$	$6\cdot10^{-5}$	$6{,}5\cdot10^{-4}$	$7{,}9\cdot10^{-3}$	$9\cdot10^{-3}$	$2{,}8\cdot10^{-7}$	$2{,}9\cdot10^{-7}$	$2{,}9\cdot10^{-7}$	$2{,}9\cdot10^{-7}$
sO, рад	0	$1{,}2\cdot10^{-13}$	$1{,}2\cdot10^{-9}$	$1{,}4\cdot10^{-7}$	$1{,}6\cdot10^{-5}$	$2{,}6\cdot10^{-5}$	$2{,}9\cdot10^{-14}$	$2{,}9\cdot10^{-14}$	$2{,}9\cdot10^{-14}$	$2{,}9\cdot10^{-14}$

Таблица 2

Зависимость сферической ошибки определений от погрешности фазовых измерений

mf, м	10^{-8}	10^{-8}	10^{-8}	10^{-8}	10^{-8}	10^{-8}	10^{-8}	0,1	0,5	0,3
sf, м	0,1	0,3	0,5	0,7	1	1,5	2	10^{-8}	10^{-8}	0,3
mO,рад	$3{,}5\cdot10^{-4}$	$1{,}1\cdot10^{-3}$	$1{,}8\cdot10^{-3}$	$2{,}4\cdot10^{-3}$	$3{,}5\cdot10^{-3}$	$4{,}8\cdot10^{-3}$	$5{,}9\cdot10^{-3}$	$5{,}6\cdot10^{-4}$	$2{,}8\cdot10^{-3}$	$2\cdot10^{-3}$
sO, рад	$2{,}8\cdot10^{-8}$	$2{,}3\cdot10^{-7}$	$6{,}8\cdot10^{-7}$	$1{,}2\cdot10^{-6}$	$2{,}5\cdot10^{-6}$	$4{,}3\cdot10^{-6}$	$7\cdot10^{-6}$	0	0	$2{,}3\cdot10^{-7}$

Таблица 3

Влияние количества спутников на точность определений

NS	4	5	6	7	8	9	10
mO, рад	$8\cdot10^{-6}$	$7{,}5\cdot10^{-6}$	$6{,}2\cdot10^{-6}$	$5{,}6\cdot10^{-6}$	$5{,}1\cdot10^{-6}$	$4{,}7\cdot10^{-6}$	$4{,}7\cdot10^{-6}$
sO, рад	$2{,}3\cdot10^{-11}$	$1{,}7\cdot10^{-11}$	$1{,}1\cdot10^{-11}$	$9\cdot10^{-12}$	$6{,}8\cdot10^{-12}$	$6{,}3\cdot10^{-12}$	$6{,}3\cdot10^{-12}$

Таблица 4

Ошибка определений в зависимости от конфигурации созвездия 4-х спутников

Вариант	1	2	3	4	5	6
mO, рад	$8\cdot10^{-6}$	$8{,}5\cdot10^{-6}$	$4{,}1\cdot10^{-6}$	$4{,}6\cdot10^{-6}$	$1{,}1\cdot10^{-5}$	$9{,}9\cdot10^{-6}$
sO, рад	$2{,}8\cdot10^{-11}$	$2{,}3\cdot10^{-11}$	$4{,}2\cdot10^{-12}$	$1{,}2\cdot10^{-12}$	$4{,}2\cdot10^{-11}$	$3{,}2\cdot10^{-11}$

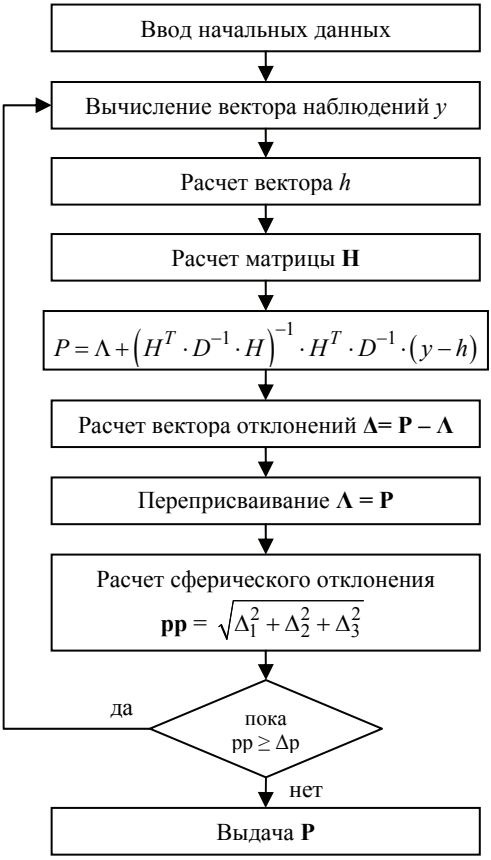


Рисунок 1 - Блок-схема подпрограммы

Анализ полученных результатов позволяет заключить следующее. Ошибка определений углов ориентации объекта зависит от дисперсии и не

зависит от математического ожидания нормально распределенной погрешности НВО.

Влияние погрешности НВО в большей степени сказывается на математическом ожидании, чем на дисперсии, ошибки определения ориентации, зависимость почти прямо пропорциональна (табл.1).

Из данных табл.2 следует, что влияет как математическое ожидание, так и дисперсия погрешности фазовых измерений.

Влияние погрешности фазовых измерений более существенно, чем погрешности НВО, что видно из сравнения крутизны зависимостей (табл.2 и табл.1) – $3{,}5 \cdot 10^{-4}$ рад/град и $6 \cdot 10^{-8}$ рад/град.

Число спутниковых сигналов, обрабатываемых при операции определения ориентации, влияет как на математическое ожидание, так и на дисперсию погрешности определений (табл.3). При этом изменяется математическое ожидание и дисперсия погрешности в 2-3 раза при увеличении числа спутников от 4 до 10.

Ошибка определения углов ориентации заметно зависит от конфигурации созвездия спутников (геометрический фактор), сигналы которых используются для определения.

Изменение геометрического фактора в разной степени сказывается на изменении математического ожидания и дисперсии погрешности определений.

Выводы

Проведенные исследования показали, что граничная оценка погрешности определения углов ориентации, предложенная в [1], недостаточна, так как не отражает влияния факторов погрешности на ее математическое ожидание.

Разработанная модель позволяет проводить статистические исследования влияния как отдельных, так и совокупности факторов на погрешность (математическое ожидание и среднеквадратичное отклонение) определения ориентации объекта и может быть полезна разработчикам аппаратуры спутниковой навигации.

Список литературы

1. ГЛОНАСС. Принципы построения и функционировании / Под ред. А.И. Перова, В.Н. Харисова – М.: Радиотехника, 2010, 800с.

УДК 621.396.67(043.2)

В.В. Конин, д.т.н. (НАУ, Украина)
А.С. Погурельский, к.т.н. (НАУ, Украина)

ПРИМЕНЕНИЕ МЕТОДА НАИМЕНЬШИХ КВАДРАТОВ И ФИЛЬТРА КАЛМАНА В АЛГОРИТМЕ РЕШЕНИЯ НАВИГАЦИОННОЙ ЗАДАЧИ

Рассмотрены отличительные особенности применения двух методов обработки измерительной информации GNSS, широко используемых навигационной аппаратурой пользователей при решении навигационной задачи.

Применение метода наименьших квадратов (МНК) либо фильтра Калмана (ФК) в алгоритмах обработки данных пользовательской аппаратурой GNSS является одним из обязательных этапов. При этом МНК отдаётся предпочтение в случае, когда процесс обработки требует минимизации количества вычислительных операций. Но приёмник пользователя в этом случае вынужден «расплачиваться» большим временем до выдачи качественного решения координат пользователя, что при применении фильтра Калмана возможно уже после выполнения первых измерений. Рассмотрим отличительные особенности двух известных методов в контексте обработки результатов измерений, выполняемых приёмником GNSS.

Оба рассматриваемых метода, МНК и ФК, применяют следующую модель измерений:

$$\vec{z} = h(\vec{x}) + \vec{v} \quad , \tag{1}$$

где $\vec{z}$ вектор измерений (в контексте GNSS – псевдодальностей до навигационных спутников), $\vec{x}$ - вектор состояний, содержащий параметры, которые подлежат оценке (координаты в пространстве, скорость и время), $h(\vec{x})$- это измерения состояния, и $\vec{v}$ - это вектор ошибок измерения. В общем случае правомерно полагать, что нелинейная функция $h(\vec{x})$ может быть линеаризована следующим образом:

$$\vec{z} \approx h(\vec{x}_0) + \frac{\partial h(\vec{x})}{\partial \vec{x}}\Big|_{\vec{x}=\vec{x}_0} \cdot \delta\vec{x} + \vec{v} \tag{2}$$

$$\vec{z} - h(\vec{x}_0) = \frac{\partial h(\vec{x})}{\partial \vec{x}}\Big|_{\vec{x}=\vec{x}_0} \cdot \delta\vec{x} + \vec{v} \tag{3}$$

$$\delta\vec{z} = H \cdot \delta\vec{x} + \vec{v}\,, \tag{4}$$

где $\vec{x}_0$ - текущая оценка вектора состояний, δ – ошибка соответствующего параметра, Якобиан-матрица модели измерений. Основываясь на уравнении (2), решение МНК для ошибки в $\vec{x}_0$, которое затем применяется для перехода от первично заданного вектора состояния к $\vec{x}_1$, задаётся следующим выражением:

$$\delta\vec{x} = (H^T R^{-1} H)^{-1} H^T R^{-1} \delta\vec{z}\,, \tag{5}$$

где R - ковариационная матрица вектора ошибок измерений $\vec{v}$. Если дополнительно к измерительной информации доступна априорная информация о векторе состояния пользователя (5) может быть преобразовано в:

$$\delta\vec{x} = (H^T R^{-1} H + P_0^{-1})^{-1} H^T R^{-1} \delta\vec{z}\ , \qquad (6)$$

где P_0 – ковариационная матрица, отражающая неопределённость априорной информации о векторе состояния пользователя. Уравнение (6) вырождается в (5) с увеличением неопределённости априорной информации, т.е. когда P_0 стремится к бесконечности.

В свою очередь ковариационная матрица оцениваемых параметров P:

$$P = (H^T R^{-1} H + P_0^{-1})^{-1}. \qquad (7)$$

Совокупность уравнений (6) и (7) представляет собой решение МНК. Необходимо отметить, что в общем случае нелинейное решение МНК выполняет необходимое количество итераций до тех пор, пока рассчитанные на очередном этапе коррекции не окажутся ниже заданного уровня.

В отличие от МНК, алгоритм фильтра Калмана всегда предполагает наличие некоторой априорной информации о векторе состояния пользователя, чаще всего получаемой из предыдущих оценок. С учётом этого, уравнение для коррекции ошибки $\delta\vec{x}$ на -том шаге следующее:

$$\delta\vec{x}_k = P_{k|k-1} H_k^T (H_k P_{k|k-1} H_k^T + R_k)^{-1} \delta\vec{z}_k = K_k \delta\vec{z}_k\ , \qquad (8)$$

где индекс k указывает на -ю эпоху, а $k|k-1$ на то, что оценка в k-ю эпоху основана на измерениях до эпохи $k-1$ включительно (априорная информация). K является так называемой весовой матрицей Калмана (матрицей усиления), которая с разной степенью взвешивает информацию в наблюдениях противопоставляемых априорной информации о векторе состояния. Именно она является фильтром результатов выполненных измерений с целью обеспечения, обеспечивающим в итоге лучшее решение.

Ковариационная матрица вектора состояния после включения результатов измерений имеет следующий вид:

$$P_{k|k} = (I - K_k H_k) P_{k|k-1}\ , \qquad (9)$$

где индекс $k|k-1$ указывает на то, что оценка в в k-ю эпоху основана на измерениях до эпохи k включительно. На первый взгляд два последних уравнения (8) и (9) не сходны с равнениями МНК (6) и (7). Однако можно показать, что уравнения ФК могут быть записаны как:

$$\delta\vec{x} = (H_k^T R_k^{-1} H_k + P_{k|k-1}^{-1})^{-1} H_k^T R_k^{-1} \delta\vec{z}_k \qquad (10)$$

$$P_{k|k} = (H_k^T R_k^{-1} H_k + P_{k|k-1}^{-1})^{-1}\ . \qquad (11)$$

В представленном виде (10) и (11) соответствуют уравнениям (6) и (7) с единственным отличием в обозначениях индекса Р. Выходит, получив набор измерений, и МНК и ФК используют эту измерительную информацию одинаковым образом, что должно привести к одинаковому решению. Однако

ключевое отличие двух рассматриваемых методов состоит не в том как измерения обрабатываются, а в том каким способом в них получена априорная информация. В то время как МНК обычно получает эту информацию от внешних источников (например, грубые данные о приблизительном расположении приёмника), фильтр Калмана предсказывает априорную информацию используя последние полученные оценки вектора состояния пользователя. Этот прогноз основан на некоторой предполагаемой модели изменения вектора состояния пользователя во времени и называется моделью системы. Следующая формула выражает этот процесс:

$$\vec{x}_{k+1|k} = \Phi_{\mathrm{k,k+1}}\vec{x}_{k|k}\ , \tag{12}$$

где $\Phi_{\mathrm{k,k+1}}$ матрица перехода состояния от эпохи k до эпохи $k+1$. Матрица перехода зачастую основана на физике системы (например, изменение положения как скорость умноженная на время). Ковариационная матрица прогнозируемого состояния задаётся следующим образом:

$$P_{k+1|k} = \Phi_{\mathrm{k,k+1}}P_{k|k}\Phi_{\mathrm{k,k+1}}^{\mathrm{T}} + Q_{\ k+1} \tag{13}$$

где Q - матрица шумов, которая учитывает неточности и ошибки в предположениях, использованных при составлении матрицы перехода.

Необходимо отметить, что выбор матрицы Q прямо влияет на эффективность фильтра. Рассмотрим граничные варианты. Если Q имеет нулевое значение, фильтр по сути усредняет информацию получаемую со временем, т.е. фильтр преобразуется в накапливающий и усредняющий алгоритм. Напротив, если Q выбрана стремящейся к бесконечности, $P_{k|k-1}^{-1}$ в уравнении (10) и (11) превращается в ноль и фильтр Калмана преобразуется в решение МНК согласно уравнению (3).

Таким образом, преимущество фильтра Калмана перед методом наименьших квадратов заключено в том, что он использует дополнительную информацию о системе, основанную на знании (данных) о характере изменения её состояния (в частности, позиции, скорости и т.п.) с течение времени. Когда предположения о характере изменений точны и/или отклонения от ожидаемого поведения системы предусмотрены в виде определённой формы адаптации, то фильтр Калмана в таком случает будет обеспечивает более сглаженные и более точные решения.

Фильтру Калмана присущи ещё два преимущества над МНК. Первое заключается в том, что если неопределённость априорной оценки не равна бесконечности, то мы можем обновлять информацию о векторе состояния используя меньшее количество измерений чем стандартно необходимо. Например, при определении координат пользователя средствами GNSS, мы можем получать обновление данных на выходе фильтра Калмана по результатам измерения псевдодальности до одного или двух навигационных спутников. В то время, как МНК в этом случае неспособен выдавать решения из-за недостаточного количества измерительной информации.

Второе преимущество состоит в том, что в фильтре Калмана мы можем производить оценку параметров, которые при использовании метода

наименьших квадратов прямым образом не отслеживаются. В качестве примера следует привести возможность применения псевдодальностей GNSS для оценки позиции и скорости фильтром Калмана, в то время, как МНК способен оценить лишь позицию, используя те же самые данные. Это возможно в фильтре Калмана, поскольку им выполняется последовательная оценка позиций, которая может быть использована для выведения скорости.

Однако, несмотря на приведенные преимущества ФК он не может полностью заменить МНК во всех алгоритмах обработки для всех типов практических применений. Причина в том, что некорректное задание ожидаемого характера изменения вектора состояния приведёт к тому, что фильтр будет настойчиво пытаться увязать получаемые результаты с ошибочно заданной моделью. Это свойство фильтра необходимо обязательно учитывать, поскольку оно сглаживает и скрывает многие эффекты (как положительного так и отрицательного характера) и потенциально может ухудшить эффективность его применения.

Показательным примером является действие фильтра Калмана в условиях городского каньона с доступными для измерений двумя навигационными спутниками. Приёмник будет прогнозировать прямолинейное перемещение и в случае, если пользователь совершит поворот на перекрёстке, пройдёт несколько секунд, а возможно и больше, прежде чем фильтр «идентифицирует» это изменение траектории.

Решения МНК, получаемые последовательно в каждую эпоху, несмотря на то что более подвержены шумам и менее точны, имеют преимущество в том, что являются «сырыми», т.е. не прошедшими ни какой фильтрации, и могут быть после использованы для лучшего определения параметров адаптированного для конкретной системы фильтра Калмана.

Выводы

Показано, что распространённые методы обработки данных GNSS, такие как метод наименьших квадратов и фильтр Калмана выполняют обработку спутниковых измерений одинаково. При этом отличительной особенностью фильтра Калмана является применение информации о том, как изменяется состояние системы во времени. Эта информация, в случае правильного задания, повышает точность оценок. Тем не менее, последовательное решение методом наименьших квадратов имеет значение для оценки качества «сырых данных», что обычно не возможно при использовании фильтра Калмана. В зависимости от практического применения, оба метода эффективны и взаимно дополняют друг друга.

Список литературы

1.Системы спутниковой радионавигации / В.В. Конин, В.П. Харченко.- К.: Холтех, 2010. – 510 с.

2. GNSS solutions: GNSS filtering options / Mark Petovello; Inside GNSS March/April 2013, p. 32-38

УДК 629.7.085

А.Ю. Михацкий, к.т. н., ст. науч. сотр.
А.В. Савченко, мл. науч.сотр.
(Национальный авиационный университет, Украина, Киев)

ГИДРОПНЕВМАТИЧЕСКИЕ СТАРТОВЫЕ УСКОРИТЕЛИ ПОДВИЖНЫХ ОБЪЕКТОВ ВОЗДУШНОГО ПРОСТРАНСТВА

Рассмотрена возможность запуска подвижных объектов воздушного пространства с помощью реактивных гидропневматических стартовых ускорителей. На основании экспериментальных данных оценены возможный диапазон параметров запускаемых аппаратов и преимущества предлагаемой технологии запуска .

Для запуска беспилотных летательных аппаратов самолетного типа (БПЛА) без подготовки взлетной полосы используются различные пусковые установки [1], [2]

Конструкции типа линейной катапульты оборудуются ползуном или тележкой, перемещаемой разгонным устройством по направляющим. Длина направляющих должна обеспечивать надежный пуск летательного аппарата и остановку наземного разгонного элемента (тележки).

В зависимости от происхождения разгонного усилия различают [3]:
- леерные катапульты с резиновым или пружинным упругим элементом,
- гиромеханические катапульты с маховиком,
- пневматические и гидравлические поршневые катапульты,
- катапульты с реактивными тележками или стартовыми ускорителями на основе твердотопливных реактивных двигателей (ТТРД).

Совершенствование стартовых устройств БПЛА производится в направлении повышения требований:
- по надежности механизмов и процедуры запуска,
- по работоспособности в диапазоне температур,
- по эргономичности и минимизации массогабаритных характеристик,
- по мобильности, времени развертывания и процедуре запуска,
- по типу разгонной характеристики,
- по безопасности запуска по отношению к операторам и БПЛА.

Если не принимать во внимание стоимость расходных материалов и уровень безопасности оператора, то по остальным показателям (простота, надежность, эргономичность, универсальность, время развертывания и запуска) наиболее предпочтительным оказывается разгон с твердотопливными реактивными стартовыми ускорителями. Габариты, стоимость и мобильность реактивного разгонного устройства могут быть очень заметно сокращены при учете следующих факторов:

1) при приложении разгонного усилия в направлении продольной оси БПЛА с прохождением его через центр масс отсутствуют моменты силы, разворачивающие систему в процессе разгона,

2) если БПЛА с реактивным ускорителем обладает достаточным моментом инерции, небольшие значения возмущающих моментов,

действующие в течение короткого времени до начала действия аэродинамической стабилизации, не успевают развернуть БПЛА на угол, исключающий удачный запуск.

В реальной практике, особенно при переносе цены запуска на себестоимость результатов производственной деятельности (с использованием БПЛА), реактивный разгон оказывается совершенно неприемлемым – по причине огнеопасности, жестких ограничений в части гражданских применений и особых правил хранения ТТРД.

В настоящей работе рассмотрена возможность запусков БПЛА с помощью гидропневматических реактивных двигателей, не имеющих никакого отношения к перечисленным ограничениям. Перспективность гидропневматического реактивного разгона заключается в существенном сокращении массы, габаритов и стоимости стартовой катапульты.

Гидропневматический реактивный двигатель (РД) представляет собой герметичную емкость с жидкостным соплом, внутри которой находится жидкое рабочее тело (вода) и сжатый воздух. Реактивная тяга образуется при отбрасывании жидкого рабочего тела через сопло под действием сжатого воздуха (рис. 2).

В боевой технике гидропневматические РД не находит применения вследствие незначительного удельного импульса – 40…70 (Н*с)/кг, при удельном импульсе самых примитивных ТТРД 800…1000 (Н*с)/кг. Но гидропневматические РД не имеют отношения к химическим реакциям и высоким температурам, поэтому они могут использоваться в гражданских задачах без специальных ограничений.

Длина стартовой направляющей катапульт определяется скоростью запуска и максимально допустимой продольной перегрузкой запускаемого летательного аппарата. В свою очередь, необходимость выполнения направляющей разборной на сегменты длиной 1,5…2 метра для удобства транспортировки, увеличивает стоимость и время приведения устройства в готовность. На рис. 1 отображено семейство кривых, отображающих зависимость протяженности разгона БПЛА от средней стартовой перегрузки, а также значения длины направляющей для продукции КБ «Взлет», г. Харьков [4]. На графике заштрихована область параметров, для которой, на наш взгляд, гидропневматические РД могут конкурировать с механическими катапультами.

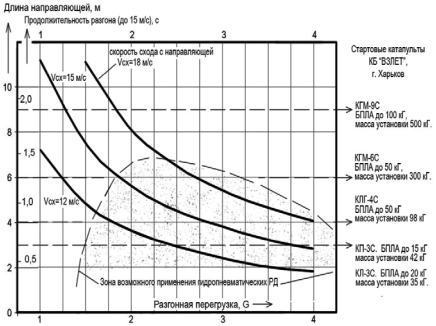


Рис. 1. Зависимость длины разгонного участка от стартовой перегрузки.

В наиболее безопасном и недорогом исполнении (рабочее тело – вода, зарядка сжатым воздухом под давлением 0,7…0,8 МПа) средняя реактивная тяга *Fcp* и суммарный импульс *Is* гидропневматических реактивных двигателей с точностью до 20% определяются по приближенным формулам:

$$F_{cp} = 1{,}7 * P * S, \quad I_s = \frac{1}{3} V * \sqrt{\frac{3}{2} \rho P}, \qquad (1)$$

где P - зарядное давление, S - площадь сечения сопла, ρ - плотность жидкого рабочего тела.

На графиках рис.3 изображены рассчитанные по (1) зависимости полного импульса гидропневматического РД от объема при зарядных давлениях 0,5, 0,8 и 3,2 МПа, а также нанесены точки по результатам экспериментальных запусков баллистических летательных аппаратов с гидропневматическими РД согласно рис. 3а … 3д.

По рис. 2 можно оценивать пригодность гидропневматических РД для запуска БПЛА со стартовой массой 4…30 кГ. Разгон таких БПЛА до 10…15 м/с соответствует импульсам 40…400 Н*с, этот диапазон перекрывается объемами гидропневматических РД от 6 до 30 дм^3.

а) б) в) г) д)

Рис. 2. Экспериментальные запуски гидропневматических реактивных двигателей с параметрами:
а) V=7 дм^3, P=0,8 МПа; б) V=10 дм^3, P=0,5 МПа; в) V=24 дм^3, P=0,5 МПа;
г) V=20 дм^3, P=0,8 МПа; д) V=8 дм^3, P=3,2 МПа.

Рациональное применение гидропневматических РД с характерным для них малым значением удельного импульса ограничивает продолжительность действия тяги в пределах 0,4…2 с. (рис.3)

Реактивное разгонное усилие не связано с реакцией со стороны направляющей, поэтому ее протяженность может быть сокращена не только на длину участка торможения тележки, но и на часть активного разгона (при достаточных моментах инерции разгоняемого аппарата с ускорителем).

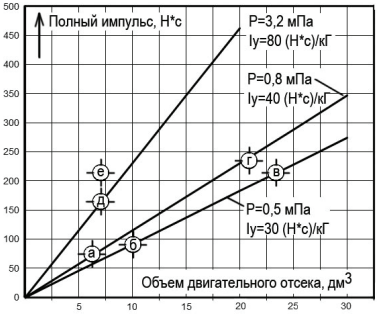


Рис.3. Полный импульс и гидропневматических РД , рассчитанный по (1). Точками указаны данные экспериментальных запусков изделий согласно рис.2, а - д.

Пусковой комплект с гидропневматическим реактивным двигателем, кроме укороченной направляющей, должен включать двигательный отсек РД, воздушный компрессор или баллон со сжатым воздухом, сопряженный с направляющей пусковой узел с трубопроводом, и запас жидкого рабочего тела (при отсутствии водоемов вблизи места запуска).

Узел передачи разгонного усилия на планер БПЛА желательно выполнять таким образом, чтобы вектор тяги РД проходил через центр масс системы, начиная с момента схода с направляющей. Разделение двигательного отсека разгонного РД и БПЛА происходит по факту завершения тяги за счет аэродинамических сил.

В перечисленной конфигурации масса и стоимость пускового комплекта сокращается минимум в три раза по сравнению с механическими катапультами аналогичного класса, особенно если используется автомобильный компрессор с 12-вольтовым питанием от транспортного средства БПЛА. Реактивная тяга и продолжительность работы РД задаются надлежащим выбором сменного сопла.

Список литературы

1. Аленченков Г.С. Стартовые устройства беспилотных летательных аппаратов, применяемых для мониторинга земельных ресурсов // Научное обеспечение инновационного развития АПК: матер. всеросс. науч.-практич.

конф. (16–19 февраля 2010 г., Ижевск). В 4 т., Т. 3. – Ижевск: ФГОУ ВПО Ижевская ГСХА, 2010. – С. 1– 144.

2. Авилов И.С, Середа В.А. Оптимизация динамических характеристик пневматического пускового устройства беспилотного летательного аппарата // Авиационно-космическая техника и технология. - 2010. - №6(73). - с.23-27.

3. Аленченков Г.С. Механизмы пусковых устройств беспилотных летательных аппаратов // Наука и молодежь: проблемы, поиски, решения: труды всеросс. науч. конф. студентов, аспирантов и молодых ученых (май 2011 г., Новокузнецк). – Новокузнецк: СибГИУ, 2011. – С. 257–261.

4. Стартовые устройства для БПЛА различных типов [Электронный ресурс]. - Режим доступа к ресурсу: http://www.kbvzlet.com/index_prod_kat.html

УДК 629.735.05:621.396.933

В.Г. Мелкумян, д.т.н., проф., Т.Л. Малютенко, асистент
(Національний Авіаційний Університет, Україна, м. Київ)

АНАЛІЗ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ВИСОКОТОЧНОЇ НАВІГАЦІЇ ТРАНСПОРТНИХ ЗАСОБІВ В РЕАЛЬНОМУ ЧАСІ

Розглянута можливість використання RTK мереж в зоні дії аеродрому з метою покращення визначення місцеположення повітряного судна.

Використання сигналів навігаційних супутників ГНСС для навігації транспортних засобів набуло все більшого поширення, особливо повітряних суден. Згідно розробленої ІСАО концепції CNS/ATM в майбутньому засоби супутникової навігації повинні бути основним засобом навігації авіаційного транспорту на всіх етапах польоту.

Для забезпечення високоточної навігації транспортних засобів найкраще використовувати координатні визначення на основі вимірювань фази несучої сигналів супутників ГНСС. Для цього використовують різні додаткові функціональні доповнення такі як WAAS, LAAS, EGNOS, MSAT. Альтернативою підвищення точності координатних визначень є так звані мережі RTK (кінематичний режим реального часу), які в певній мірі аналогічні структурі широкозонних доповнень GNSS. Особливостями RTK мереж є набагато більша густина покриття базовими станціями та генерування диференційної корегуючої інформації не лише для кодових псевдо відстаней, але і для фазових псевдо відстаней. Фазова псевдовідстань забезпечує в зоні дії мережі RTK точність координатних визначень до сантиметрового рівня.

Мережі RTK включають в свій склад центр управління і не менше 3…5 базових станцій віддалених одна від одної на відстань до 70 км. Аналогічно широкозонним доповненням GNSS диференційна коригуюча інформація формується центром управління мережі, але передається з допомогою наземних каналів зв'язку. Централізована обробка даних вимірювань базових станцій дозволяє сформувати модель корекцій для кожної точки 30 км дії мережі RTK.

На сьогоднішній день мережі RTK функціонують в різних частинах Америки, Азії, Австралії та в більшості країн Євросоюзу. Діючі мережі RTK сильно відрізняються розмірами: від невеликих локальних, в склад яких входять декілька базових станцій, до мереж із десятків і сотень базових станцій, зона дії яких охоплює цілу країну.

Обов'язковим складовим будь-якого типу мереж RTK є базові станції (мінімум 3…5 станції), в складі яких є двох частотні приймачі ГНСС, центр управління мережею RTK та засоби зв'язку між центром управління мережею RTK і користувачами послуг мережі RTK. Тобто узагальнена структурна схема різних типів мереж RTK фактично є одна і та ж. Мережі RTK розрізняються в першу чергу типом продукуванної ними диференційно-коригуючої інформації та функціями центру управління мережею RTK.

Використовуючи попередньо визначені координати базових станцій та фіксовані значення подвійних різниць цілочислових значень фазових невизначеностей базових станцій, мережі RTK обчислюють корекції атмосферних та орбітальних похибок для базових станцій та корегуючу інформацію для користувача в зоні дії мереж RTK.

Попередня оцінка фіксованих значень подвійних різниць фазових невизначеностей базових станцій здійснюється сервером мережі RTK на основі результатів фазових та кодових вимірювань базових станцій, які неперервно надходять в сервер мережі RTK. Для оцінки застосовуються підходи, запропоновані для випадку великих значень вектору бази, тобто підходи, які ґрунтуються на використанні двочастотної лінійної комбінацій, LC2.

Подвійна різниця фазових псевдо відстаней $\nabla\Delta\Phi_{LC2}$ у випадку лінійної двох частотної комбінації LC2 описується наступним виразом:

$$\Delta\nabla\Phi_{LC2} = \frac{f_1}{f_1 - f_2}\Delta\nabla\Phi_1 - \frac{f_2}{f_1 - f_2}\Delta\nabla\Phi_2, \quad (1)$$

де $\Delta\nabla\Phi_1$, $\Delta\nabla\Phi_2$ - подвійні різниці фазових невизначеностей, *f1, f2* - частоти сигналів навігаційних супутників.

Рівняння (1) дозволяє здійснити практично в реальному часі оцінку фіксованих значень $\Delta\nabla N_{LC2}$ при використанні методу LAMBDA, точних значень координат базових станцій, високоточних значень ефемерид супутників.

Після цілочислового розрізнення подвійних різниць фазових невизначеностей $\Delta\nabla\hat{N}_1$ фіксовані значення $\Delta\nabla\hat{N}_2$ визначаються як

$$\Delta\nabla\hat{N}_2 = \Delta\nabla\hat{N}_{LC2} - \Delta\nabla\hat{N}_1, \quad (2)$$

де $\Delta\nabla\hat{N}_{LC2}$ - фіксовані значення подвійної різниці фазових невизначеностей у випадку лінійної двох частотної комбінації LC2.

Необхідно зазначити, що цілочислове розрізнення $\Delta\nabla N_{LC2}$ для базових станцій мережі RTK полегшується обмеженням на простір пошуку цілочислових значень фазових невизначеностей при наявності в мережі RTK не менше трьох базових станцій. Обмеження полягає в тому, що для будь-яких трьох базових станцій A,B,C мережі RTK виконується рівність

$$\Delta\nabla N_A + \Delta\nabla N_B + \Delta\nabla N_c = 0, \quad (3)$$

де нижні індекси A,B,C позначають три будь-які базові станції мережі.

Більше того, випливає, що у випадку цілочислового розрізнення фазових невизначеностей для двох базових станцій, автоматично здійснюється цілочислове розрізнення фазових невизначеностей для третьої станції.

Збільшення дальності дії диференційно-коригуючої інформації має місце у випадку мереж RTK, в яких центр управління продукує диференційно-коригуючу інформацію шляхом централізованої обробки результатів вимірювання базових станцій мережі. Тобто у випадку мереж RTK, в яких базові станції виступають в ролі джерел «сирої» інформації для визначення диференційно-коригуючої інформації в зоні дії мережі RTK.

Якщо мережа RTK продукує в якості диференційно-коригуючої інформації «сиру» інформацію мастер-станції мережі плюс FKP коефіцієнти, то продукована диференційно-коригуюча інформація транслюється потенційним користувачам з допомогою радіо засобів і забезпечує можливість високоточних координатних визначень користувачам, які знаходяться в зоні дії мережі RTK. Приймачі ГНСС користувачів повинні бути здатні трансформувати трансльовану центром управління мережею диференційну коригуючи інформацію в диференційні корекції з врахуванням відстані між мастер-станцією мережі та приймачем ГНСС користувача. При цьому визначення відстані приймача ГНСС користувача до мастер-станції мережі здійснюється приймачем ГНСС користувача. Необхідно зазначити, що застосування користувачами спеціалізованих приймачів ГНСС не є обов'язковим. Координатні визначення можуть здійснюватись з допомогою додаткового обчислювального пристрою згідно спеціалізованого програмного забезпечення при надходженні в обчислювальний пристрій диференційно-коригуючої інформації мережі RTK та інформації з приймача ГНСС. Останній в цьому випадку виконує роль поставщика «сирої» інформації в формі виміряних значень кодових псевдо відстаней та фази несучої сигналів навігаційних супутників, тобто є більше універсального призначення.

Привабливою для реалізації високоточної навігації транспортних засобів виглядає диференційна інформація мереж RTK в формі диференційних корекцій віртуальної базової станції оскільки диференційні корекції останньої можуть бути обчислені з мінімальною деградацією просторової кореляції іоносферних, орбітальних і тропосферних похибок. Крім того диференційні корекції віртуальної базової станції можуть бути безпосередньо використані приймачем ГНСС користувача для обчислення високоточних координатних визначень. Але для формування центром управління мережею RTK диференційно-коригуючої інформації в формі диференційних корекцій віртуальної базової станції центру управління необхідна інформація про наближенні значення координат приймача ГНСС координат, а отже необхідний двохсторонній канал зв'язку між центром управління мережею RTK та приймачем ГНСС користувача. При невисоких значеннях швидкості транспортних засобів необхідність в двохсторонньому зв'язку є в певній мірі прийнятною. Але при швидкостях, які характерні для повітряних суден, необхідність в двохсторонньому зв'язку створює проблеми для своєчасного оновлення диференційних корекцій віртуальної базової станції.

Необхідно зазначити, що диференційно-коригуюча інформація в формі диференційних корекцій віртуальної точності не є більш високої якості порівняно з диференційно-коригуючою інформацією в формі «сирої» інформації мастер-станції мережі та FKP коефіцієнтів оскільки обидві

формуються на основі однієї і тієї ж моделі похибок в зоні дії мережі. У випадку диференційно-коригуючої інформації в формі диференційних корекцій в формі VRS лише зменшується об'єм обчислень виконуваних приймачем ГНСС та збільшується об'єм обчислень виконуваних центром управління мережі RTK.

Мережі RTK, які функціонують згідно MAC (master-auxillary concept) концепції та формують диференційну коригуючи інформацію в формі «сирих» супутникових спостережень мастер-станції мережі, координат мастер-станції та різниці супутникових спостережень допоміжних базових станцій, відкорегованих після розрізнення фазових невизначеностей, транслюють диференційно-коригуючу інформацію в основному з допомогою радіо засобів. Тобто відсутня необхідність в засобах двохстороннього зв'язку для користувачів послуг мережі. Але суттєво збільшуються вимоги до програмного забезпечення приймачів ГНСС користувачів оскільки основний об'єм обчислень координат користувача повинен здійснюватись приймачем ГНСС користувача.

Тенденція перенесення основної маси обчислень диференційно-коригуючої інформації в приймачі ГНСС користувачів реалізується також в так званих інтелектуальних мережах RTK (Smart RTK).

Перенесення формування по суті диференційно-коригуючої інформації мережі RTK в приймачі ГНСС користувачів послуг мережі фактично означає повернення до найбільш простого варіанту мереж RTK. Різниця полягає лише в тому, що здійснюється трансляція інформації не однієї базової станції, а ряду базових станцій мережі. В результаті не лише ускладнюється апаратура користувачів послуг мережі, але і зростає об'єм трансльованої інформації, що обумовлює підвищення вимог до засобів приймання інформації центра управління мережі RTK.

Висновки

Отже мережі RTK забезпечують в зоні дії диференційно-коригуючу інформацію, яка усуває деградацію просторової кореляції корельованих похибок вимірювань, що зумовлює можливість координатних визначень сантиметрового рівня в зоні дії мережі RTK. Необхідно зазначити, що універсальний характер диференційно-коригуючої інформації мереж RTK дозволяє підвищити точність визначення координат не тільки приймача в стаціонарному режимі, а також в кинематичному, тобто повітряним суднам в зоні аеродрому.

Список літератури

1. В.В.Конин, В.П.Харченко Системы спутниковой радионавигации. – К.: Холтех, 2010. – 520 с.

2. О.В. Евстафьев Наземная инфраструктура ГНСС для точного позиционирования // Геопрофи, № 3. – 2009. – 16-19с.

UDC 528.2: 629.78

[1] *Ya S. Yatskiv* , [2] *A.I. Dokhov,*
[1,2] *A.A. Zhalilo,* [2]*A.M. Lukyanov,* [2]*A.A. Zhelanov,* [1]*O.A. Khoda,*
[2]*E.V. Grinchenko,* [2]*M.N. Galevich,* [2]*I.V. Ditskiy,* [2]*E.A. Bessonov*
([1]*Main Astronomical Observatory of NASU, Kiev*
[2]*Kharkov National University of Radio Electronics, Kharkov)*

INTERNATIONAL PROJECT «EGNOS EXTENSION TO EASTERN EUROPE: APPLICATIONS». CURRENT ACTIVITY AND DEVELOPMENT

Brief information on the EEGS2 Project performed in Ukraine is given. Some results of testing EGNOS/magicSBAS technologies for civil aviation and ground motor transport as well as works on flight trials preparation, market studies and information support of the project are presented.

Introduction

In 2012-2013 within the Seventh Framework Program (FP7) by the efforts of ten organizations from seven countries, including Ukraine, the International Project EEGS2 «EGNOS Extension to Eastern Europe: Applications» [1] is performed, its foundations were laid while performing EEGS Project [2]. In this Project Ukraine is presented by the Main Astronomical Observatory of NAS of Ukraine (MAO NAS of Ukraine) and Kharkov National University of Radio Electronics (KhNURE).

Objective of EEGS2 Project – demonstration of capacities and effectiveness of using the up-to-date European navigation EGNOS technologies in transport applications (aviation, motor transport), studying of the market of EGNOS information services in the countries of the Eastern Europe, development of the Road Map on implementation of EGNOS technologies of precision and reliable navigation in the transport sphere.

As the territory of Ukraine is only partially situated in the coverage of EGNOS European system (only in the western regions), the actual task is EGNOS extension to all the territory of the state. This task is solved by studies and demonstrations of EGNOS capacities by use of its analogue – magicSBAS technology [3] (see Fig. 1), which is developed by the Spanish company GMV (the heading organization for the Project performance), one of the main EGNOS developers. The magicSBAS technology performs the formation of magicSBAS EGNOS wide-area differential corrections (standard RTCA/DO-229) on the basis of measurements of permanent reference GNSS stations (in particular, Ukrainian stations), also including the specialized RIMS EGNOS stations. The magicSBAS may be used not only for EGNOS capacities demonstrations, but also as a separate technology, supplementing or replacing EGNOS beyond its coverage. The transfer of corrections is carried out via ground-based communication lines (Internet, GSM, etc.) by SISNeT technology (combines the capabilities of wide-area satellite navigation and the Internet).

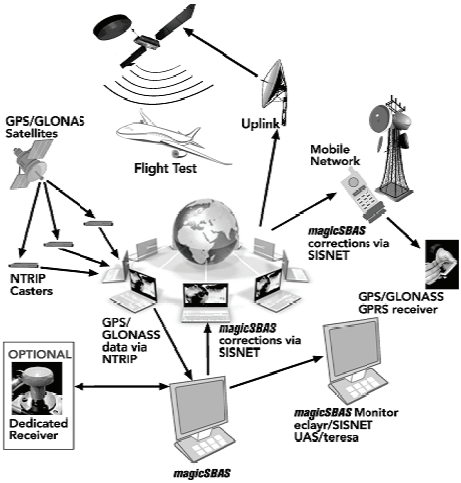


Fig. 1 Architecture of magicSBAS functioning

While performing the project the staff of MAO NAS of Ukraine and KhNURE carried out a number of events intended for preliminary experiments (flight and road trials), analysis of the market of navigation services in Ukraine and the information support of the Project [1, 2].

The preliminary flight and road trials, which were carried out in September 2012 by use of the magicSBAS signals, allowed gaining a certain experience for carrying out final demonstrations in 2013 and estimate accuracy navigation EGNOS characteristics during the aircraft flight and on the phase of its approach landing according to the requirements of APV approach procedures. Similar works were also carried out for motor transport in different conditions of navigation and correcting signal receiving. The objective of such trials is to demonstrate the operational benefits of GPS and Satellite Based Augmentation (SBAS) to air ground transport users, service providers, airport authorities and regulators.

Results of preliminary flight and road trials

Dual and single frequency NovAtel geodetic class receivers, a set of the auxiliary equipment, accumulators were used for carrying out the experiments. The circuits of connection of the equipment components, in which there were taken into account the peculiarities of the future tests, were developed for the trials (see Fig. 2). The road trials were carried out in the territory of Kharkov, and flight trials were carried out on the Korotich aerodrome (near Kharkov). The results of observation processing of the preliminary experiments have shown that using the magicSBAS technology allows increasing the positioning accuracy at an average of no less than by 30-40 % for all coordinates. In May 2013 the final flight and road trials by use of GMV equipment will be carried out in the territory of Ukraine (in Kharkov region).

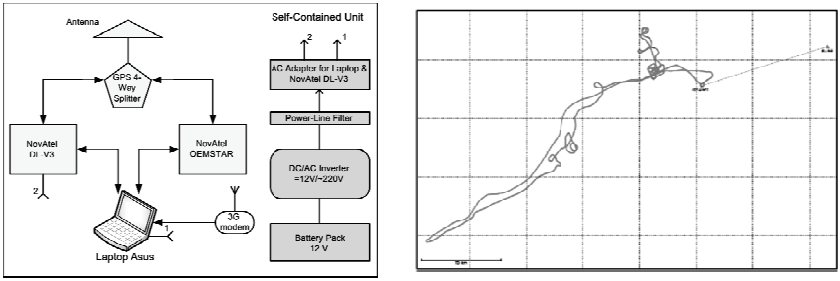


Fig 2. Architecture of aviation on-board equipment and flight trajectory during flight trials

Especial attention will be paid to the estimation of positioning reliability and accuracy during flight experiments while approach landing according to the requirements of APV approach procedures, down to LPV minima.

Market study results

The commercial feasibility study and market analysis study on SBAS for road and flight applications have been performed in Ukraine. The results of market studies allowed conducting the analysis of the market of navigation services of Ukraine in the following directions:

- users of navigation services and companies rendering such services;
- volume of freight traffic in Ukraine;
- market of aeroservices in Ukraine, number of aerodromes, their classification by ICAO standards, volume of passenger traffic;
- forecasting of the development of transport services of Ukraine.

Figure 3 shows the diagram of distribution of navigation service users in Ukraine.

Direction of activity	Share of companies functioning in the market segment , %
Vehicle tracking/telematics	97
ADAS (advanced driver assistance systems)	72
Road user charges (RUC) or electronic road tolling	7
eCall	5
GPS-systems of agrarian and industrial complex	14

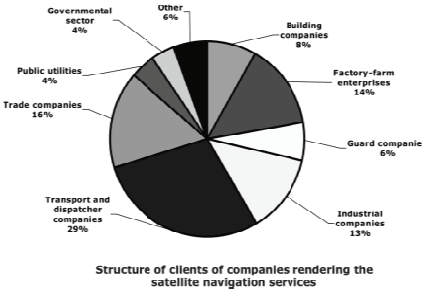


Fig. 3 Clients of companies rendering the satellite navigation services

Dissemination Activity

For informational support of the Project the web site of the EEGS2 project has been developed [1]. The site contains the detailed information about the project, its participants and also the events which are held in the framework of the project.

On the site one may also get acquainted with the list of the published materials on the results of the project. The page of the site with the sitemap is given below, in Fig. 4. It is also developed and coordinated with the participants of the project the Dissemination Activity plan and the additional materials for informing about the process of performing and the results of the project.

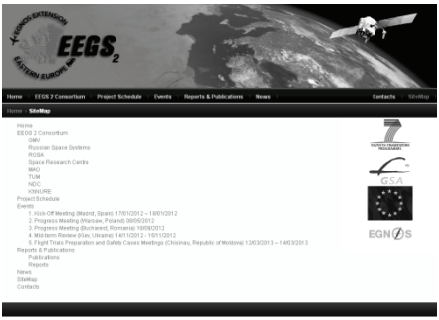


Fig. 4 Web page of EEGS2 Project

Conclusion

The international project EEGS2 is performed with the purpose of demonstration of capacities and effectiveness of using up-to-date European navigation EGNOS technologies in applications for transport (aviation, automobile transport), and is intended for study and promotion to the market of informational services of the Eastern European countries, including Ukraine. The colleagues of MAO NAS of Ukraine and KhNURE have performed the work packages of the planned works and events on technical preparation for carrying out the demonstrations, analysis of the market of navigation services in transport infrastructure of Ukraine, and also works of the informational support of the project and the dissemination of its results.

In 2012 the preliminary experiments (flight and road trials) were carried out, their results showed that using of the magicSBAS technology allowed increasing the positioning accuracy at an average of no less than by 30-40 % for all coordinates.

The market studies allowed performing the analysis of condition and development of the market of navigation services for transport infrastructure of Ukraine.

In the course of the project the informational support of the project was conducted, the information about the process of its performance and results was presented at a number of conferences and workshops . In 2012 the project web site was created, it allows getting to know with project, its tasks and current events.

References

1. http://eegs2-project.eu/
2. http://eegs-project.eu/
3. http://www.gmv.com/en/space/magicSBAS/

УДК 629.05

К. В. Пономаренко, аспірант (Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут», Україна, м. Київ).

ПІДВИЩЕННЯ ТОЧНОСТІ ВИЗНАЧЕННЯ КООРДИНАТ БПЛА ШЛЯХОМ ЗАСТОСУВАННЯ КОМПЛЕКСНОЇ ОБРОБКИ ІНФОРМАЦІЇ

Викладені основні результати дослідження роботи сильно зв'язаної комплексної БІНС-GPS навігаційної системи в умовах прийому сигналів від не повного сузір'я супутників.

Визначення координат і швидкості рухомих об'єктів за допомогою системи GPS є дуже розповсюдженим на сьогоднішній день. Але система GPS здатна вимірювати вказані параметри руху лише при наявності сигналів від 4 і більше супутників. У разі наявності природних або штучних перешкод кількість супутників у полі зору може бути меншою. Одним із способів підвищення точності та надійності визначення навігаційних параметрів рухомих об'єктів з використанням системи GPS є комплексна обробка інформації (КОІ) від GPS та ІНС. При цьому досягти підвищення точності в умовах отримання радіосигналу від не повного сузір'я супутників можна лише при сильно зв'язаному або глибоко інтегрованому комплексуванні [1].

Для аналізу роботи сильнозв'язаної комплексної навігаційної системи (КНС) проведено імітаційне моделювання її роботи в різних умовах протягом 120 с. Промодельовано рух ЛА відносно супутників по сферичній поверхні Землі, що обертається навколо своєї осі, з урахуванням похибок БІНС та GPS.

В даній роботі досліджується КНС, до складу якої входить БІНС, побудована на акселерометрах і датчиках кутової швидкості (ДКШ) з одним кінематичним рівнянням у кватерніонах [2]. З метою здешевлення системи розглянуто БІНС на грубих датчиках з досить великими похибками орієнтації їх вимірювальних осей відносно осей ЛА. **Параметри БІНС** вказані нижче:

Таблиця 1.

Характеристики датчиків первинної інформації (ДПІ) БІНС

Тип ДПІ	Модель типового датчика	Систематична складова похибки (зміщення нуля)	Випадкова складова похибки (СКВ)	Випадковий дрейф нульового сигналу в пуску (120 с)
Акселерометр	ADXL250	0,1 м/с^2	0,025 м/с^2	0,01 м/с^2
ДКШ	ADXRS300	0,3°/с	0,5°/с	0,02°/с

Прийнято похибки орієнтації вимірювальних осей ДПІ ≈1°, похибки початкової виставки по кутам Ейлера ≈2°, по горизонтальним кордитам – 3", по висоті – 100 м, по швидкості – 1 м/с. Метод інтегрування в БІНС – метод трапецій, застосовується нормування кватерніона орієнтації на кожному кроці. Крок інтегрування в алгоритмі БІНС 0,004 с. Така конфігурація БІНС при

застосуванні її автономно не забезпечує достатньої для розв'язання сучасних задач точності. За час 120 с похибки визначення координат досягають значень 16 000 м. Але використання інформації від супутників дає можливість суттєво підвищити точність такої системи навіть при наявності сигналів від 1, 2 та 3 супутників.

Параметри GPS. Розташування супутників обрано таким, щоб можна було проаналізувати роботу КНС при прийомі сигналу як від розташованих близько один до одним супутників, так і при великій відстані між ними. Таке розташування супутників зафіксовано 12 лютого 2 000 року близько 13:30, згідно даних мережі станцій GPS GEONET [2]. Воно показано на рис. 1:

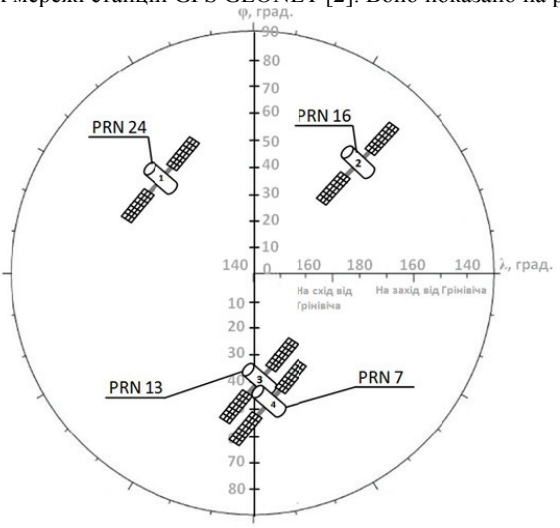


Рис. 1. Розташування супутників GPS.

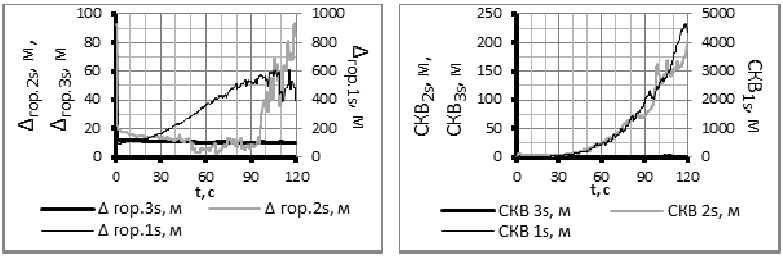
Зміщення годинника приймача відносно годинника системи супутників прийнято 10 мкс, що еквівалентно систематичній похибці визначення псевдодальності близько 3 000 м. Випадкова похибка визначення псевдодальностей (СКВ) складає 5 м, а псевдошвидкостей – 0,3 м/с. Частота оновлення даних GPS – 1 Гц.

Застосована сильнозв'язана схема комплексування БІНС та GPS з використанням алгоритму дискретного фільтра Калмана [1, 3].

У ході дослідження виявлено, що при наявності сигналів від 1 та 2 супутників досягається підвищення точності, але воно носить не стійкий характер. Похибка наростає з часом, а її величина відрізняється в різних запусках при одних і тих же умовах. Це зумовлено дією випадкових сигналів і наявністю невизначеностей у системі. З цієї причини проведено 300 моделювань роботи системи в 30 характерних випадках, по 10 моделювань для кожного випадку з метою статистичної обробки результатів.

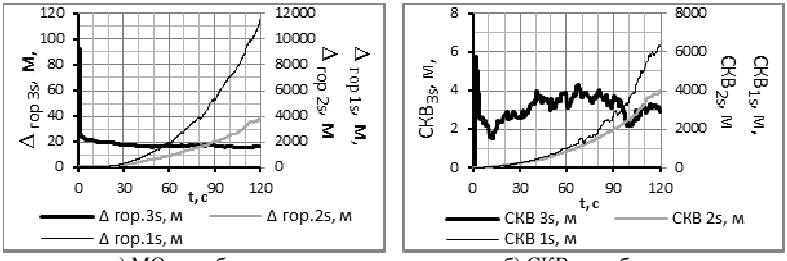
Іще один важливий висновок, який можна зробити з проведеного дослідження, полягає в наявності залежності між величиною похибки

визначення координат і напрямком руху. Для пояснення цієї залежності введемо поняття **основної лінії**. У разі отримання сигналів від одного супутника визначимо її як лінію, що з'єднує ЛА і супутник. У разі ж отримання сигналів від 2 або 3 супутників це лінія, що з'єднує 2 або 3 супутники. Виявлено, що при отриманні сигналів від 1 супутника найбільше підвищення точності досягається при русі вздовж основної лінії, а найменше – у перпендикулярному напрямі. Аналогічно, при отриманні сигналів від 2 супутників найбільше підвищення точності досягається при русі паралельно основній лінії. При отриманні сигналів від 3 супутників досягається стійке підвищення точності визначення координат без наростання похибки в часі. При цьому точність наближається до точності визначення координат системою GPS, коли вона отримує сигнали від 4 супутників.



а) МО похибки б) СКВ похибки

Рис. 2. Характеристики похибки визначення горизонтальних координат КНС при русі вздовж основної лінії.



а) МО похибки б) СКВ похибки

Рис. 3. Характеристики похибки визначення горизонтальних координат КНС при русі перпендикулярно основної лінії

На рис. 2 і 3 показано результати статистичної обробки значень похибок визначення горизонтальних координат, отриманих при кожному моделюванні у відповідних умовах – *математичне очікування* значення похибки $\Delta_{гор.1s}$, $\Delta_{гор.2s}$, $\Delta_{гор.3s}$ (рис. 2а і 3а) і *середньоквадратичне відхилення*, що характеризує відхилення похибки від математичного очікування в різних пусках $СКВ_{1s}$, $СКВ_{2s}$, $СКВ_{3s}$ (рис. 2б і 3б). Для зручності похибки визначення горизонтальних координат переведено із кутових одиниць у лінійні з урахуванням висоти об'єкта над поверхнею Землі.

На рис. 2 показано характеристики похибки визначення горизонтальних координат при русі ЛА вздовж основної лінії, а на рис. 3 – перпендикулярно основній лінії.

При отриманні сигналів **від 1 супутника** математичне очікування $\Delta_{гор.1s}$ за час моделювання 120 с досягає значення 600 м (рис. 2а). Але при цьому розкид значень похибки відносно цього середнього значення в різних пусках, тобто $СКВ_{1s}$ зростає до 4500 м (рис. 2б). Тобто можна говорити про зменшення похибки визначення горизонтальних координат з 16 000 м (при автономній роботі БІНС) до 5 000 м при роботі КНС в режимі отримання сигналів від 1 супутника GPS при русі вздовж основної лінії. В той же час, при русі перпендикулярно основній лінії $\Delta_{гор.1s}$ досягає значень 11 000 м (рис. 3а), а $СКВ_{1s}$ – 6 000 м (рис. 3б). Тобто підвищення точності в перпендикулярному до основної лінії напрямку не відбувається.

При отриманні сигналів **від 2 супутників** і русі паралельно основній лінії $\Delta_{гор.2s}$ спочатку падає зі 100 м (похибка початкової виставки) до значення 10-20 м, а потім, в основному з 90 с польоту, зростає до значення 90 м. $СКВ_{2s}$ за цей час виростає до значення близько 200 м. При русі перпендикулярно основній лінії, $\Delta_{гор.2s}$ виростає до 4 000 м, як і $СКВ_{2s}$.

При отриманні сигналів **від 3 супутників** не залежно від характеру руху і розташування супутників досягається стійке підвищення точності без зростання похибки з часом, як це було при наявності 1 та 2 супутників у полі зору. $\Delta_{гор.3s}$ складає 10-20 м, а $СКВ_{3s}$ не перевищує кількох метрів.

Висновки

Сильнозв'язана схема комплексування БІНС та GPS дозволяє підвищити точність визначення координат при отриманні сигналів від 3, 2 та 1 супутника, порівняно з автономною роботою БІНС. Максимальне підвищення точності досягається при русі вздовж основної лінії. Стійке підвищення точності досягається при наявності сигналів від 3 супутників. При отриманні сигналів від 1 та 2 супутників похибка визначення координат наростає в часі.

Список літератури

1. Основы проектирования бесплатформенных инерциальных навигационных систем / В. В. Матвеев, В. Я. Распопов / *Под общ. ред. д.т.н. В. Я. Распопова*. – СПб.: ГНЦ РФ ОАО «Концерн ЦНИИ «Электроприбор», 2009. – 280 с.
2. *Ишин А.Б., Ясюкевич Ю.В.* Сбои функционирования системы GPS, вызванные рассеянием сигнала на среднеширотных ионосферных неоднородностях // Российская научная конференция "Зондирование земных покровов радарами с синтезированной апертурой : Электронный сб. докл. – М.: РАН, 2010.– С. 251-258.
3. *Захарін Ф.М., Синєглазов В.М., Філяшкін М.К*. Алгоритмічне забезпечення інерціально-супутникових систем навігації: Монографія. – К.: НАУ, 2010. – 310 с.

УДК 528.2: 629.78

А.А. Жалило, А.А. Желанов, И.В. Дицкий, Е.А. Бессонов
Харьковский национальный университет радиоэлектроники (ХНУРЭ)

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ ОЦЕНКА ХАРАКТЕРИСТИК НОВОЙ СЕТЕВОЙ ТЕХНОЛОГИИ ОДНОЧАСТОТНОГО ГНСС–ПОЗИЦИОНИРОВАНИЯ САНТИМЕТРОВОЙ ТОЧНОСТИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ НАБЛЮДЕНИЙ РАЗРЕЖЕННЫХ СЕТЕЙ РЕФЕРЕНЦНЫХ СТАНЦИЙ

Представлены результаты тестирования новой сетевой технологии одночастотного статического и кинематического ГНСС–позиционирования сантиметровой точности на базовых удалениях до ~100 км с использованием наблюдений разреженных сетей референцных двухчастотных станций.

Введение. В настоящее время значительная часть парка геодезического ГНСС–оборудования на Украине и в странах СНГ составляет одночастотное оборудование. Поэтому задача достижения сантиметровой точности позиционирования с использованием одночастотного геодезического ГНСС–оборудования в условиях существующей инфраструктуры разреженных сетей базовых станций с базовыми линиями протяженностью 100-200 км является актуальной. Однако, указанная точность дифференциальных определений с использованием одночастотных ГНСС–измерений на базовых расстояниях более 10-15 км при реализации традиционных методов обработки наблюдений недостижима из-за невозможности точного учета влияния ионосферной (особенно, вариационной) составляющей погрешностей наблюдений.

Одним из возможных путей достижения сантиметровой точности одночастного позиционирования является использование сетевых методов обработки. В данной работе приведены результаты тестирования новой альтернативной технологии высокоточного ГНСС–позиционирования на базовых удалениях до ~100 км с использованием наблюдений разреженных сетей референцных станций с межбазовыми расстояниями ~100-200 км. В основе этой разработки (2011-2013 г.г.) лежат оригинальные методы и алгоритмы централизованной совместной обработки ГНСС–наблюдений двухчастотных референцных станций и одно- и двухчастотных наблюдений «роверных» приемников потребителей.

Исходные данные. Для тестирования и определения надежностных и точностных характеристик разработанной сетевой технологии позиционирования были использованы ГНСС–наблюдения пяти референцных двухчастотных станций на территории Франции (межбазовые расстояния ~70–190 км) и одночастотные наблюдения приемника, установленного на борту вертолета, выполняющего аэрофотосъемку. На рис. 1 представлена конфигурация тестовой сети. Три станции сети IGN (http://rgp.ign.fr/), а именно, станции DIJO, MGIS и ANDE были выбраны в качестве референцных (межбазовые расстояния ~165 км и ~190 км относительно станции DIJO). Станции MERY и CHAS были выбраны в качестве «роверных» приемников,

которые в ином сценарии обработки также позволили сформировать дополнительные подсети в процессе определения траектории движения вертолета.

Весь набор наблюдений был обработан с использованием программного комплекса (ПК) «OCTAVA», который включает в себя комплекс предварительной обработки «OCTAVA_PPA» [1, 2] и ПК «OCTAVA_AR&POS» [2] разрешения фазовой неоднозначности (РФН) и одно- и двухчастотного позиционирования. Для сравнения все наблюдения были также подвергнуты обработке с использованием зарубежного ПК «GrafNav/GrafNet» (GNGN).

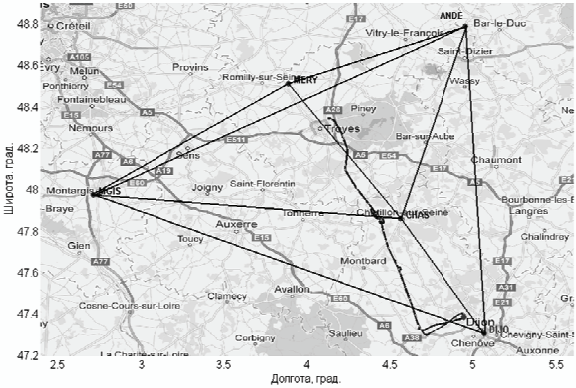


Рис. 1 – Конфигурация выбранной сети станций и траектория полета самолета

Целями работы являлись: отработка новых эффективных способов обработки наблюдений, демонстрация возможностей выполненной разработки и сравнение ее принципиальных характеристик с зарубежным аналогом.

Результаты статических координатных определений. Обработка данных с использованием комплекса «OCTAVA» включает следующие основные операции:

- «пре-процессинга» наблюдений с использованием ПК «OCTAVA_PPA»;
- разрешения фазовой неоднозначности двух- и одночастотных наблюдений в статическом или кинематическом/«stop&go» режимах; верификации (контроля качества) РФН;
- оценки линейных комбинаций ионосферных задержек на референцных станциях, расчета тропосферных задержек по модифицированной модели MOPS (RTCA DO-229D), оценки зенитных тропосферных задержек (ЗТЗ) по фазовым наблюдениям на станциях сети;
- формирования сетевых дифференциальных коррекций (ионосферных и тропосферных) и их использования для коррекции наблюдений «роверных» приемников;

♦ выполнения координатно-временных определений и оценку их точности с использованием встроенных моделей погрешностей.

Ниже в табл. 1 приведены сравнительные результаты одночастотных статических определений для пунктов CHAS и MERY относительно станции DIJO с использованием созданной технологии обработки наблюдений и зарубежного ПК. Для формирования сетевых коррекций использовалась сеть «DIJO-ANDE-MGIS» (рис. 1).

Таблица 1 – Отклонения L1–оценок координат пунктов CHAS и MERY от эталонных значений (статический режим измерений)

	Решение ПК «OCTAVA»		Решение ПК «GrafNav/GrafNet»	
	MERY-DIJO	CHAS-DIJO	MERY-DIJO	CHAS-DIJO
ΔB, м	0.015	0.002	-0,130	-0,059
ΔL, м	0.016	-0.015	0,003	0,017
ΔH, м	-0.028	-0.032	-0,002	-0,046

Таким образом, в данном случае погрешности координатных определений с использованием разработанных методов и алгоритмов статического одночастотного позиционирования на больших базовых удалениях ~70 и ~160 км составили **1-1,5** см по плановым координатам и **2-3** см по высоте. Одночастотное решение ПК «GrafNav/GrafNet»GNGN по точности явно уступает решению ПК «OCTAVA».

Результаты кинематических координатных определений. В табл. 1 приведены результаты оценки точности (для стандартных доверительных интервалов) одночастотного позиционирования пунктов CHAS и MERY в кинематическом режиме с использованием ПК «OCTAVA». Приведенные результаты показывают, что достигнутая точность одночастотного кинематического позиционирования сопоставима с точностью двухчастотного кинематического позиционирования по фазовым «Wide-Lane» наблюдениям разностной частоты.

Таблица 2 Статистические характеристики погрешностей кинематического позиционирования для пунктов MERY и CHAS

	База «MERY-DIJO»			**База «CHAS-DIJO»**		
	P=68% (RMS)	**P=95%**	**P=99.7%**	**P=68% (RMS)**	**P=95%**	**P=99.7%**
ΔB, м	0.042	0.093	0.137	0.041	0.062	0.072
ΔL, м	0.033	0.075	0.084	0.035	0.064	0.0737
ΔH, м	0.087	0.126	0.156	0.078	0.133	0.155

При обработке кинематических измерений, полученных на борту вертолета, для формирования коррекций были использованы подсети станций: «DIJO-ANDE-MGIS», «DIJO-CHAS-MGIS», «MERY-CHAS-MGIS». Результаты определения траектории движения вертолета, полученные с использованием сетей с межбазовым расстоянием до ~200 км (сеть «DIJO-ANDE-MGIS»), соизмеримы по точности с кинематическим координатным решением, полученным для станций CHAS и MERY (см. табл. 2). При использовании же наблюдений сети с межбазовыми расстояниями до ~100 км

(другие варианты конфигураций сетей), величины отклонений координат (с вероятностью P=95%) составили **4-5 см** по плановым координатам и **8 см** по высотной составляющей, что близко к точности двухчастотного RTK позиционирования.

Важно также отметить, что задача РФН одночастотных наблюдений для сети с межбазовыми расстояниями до 200 км, как показали эксперименты, надежно решается на интервалах наблюдений ~30-40 мин в статическом режиме и ~50-60 мин – в кинематическом режиме без статической инициализации.

Выводы

Разработанная новая эффективная технология точного позиционирования является конкурентоспособной и сопоставимой по основным характеристикам с лучшими зарубежными аналогами, а в части одночастотных статических и кинематических координатных определений – превосходит их в классе программных продуктов для постобработки.

Можно ожидать, что при наличии инфраструктуры сетей с межбазовым расстояниями ~70-100 км (типовые размеры VRS/MAC RTK–сетей) точность одночастотных кинематических определений практически достигнет точности двухчастотного решения. Однако окончательные выводы можно сделать только после проведения дополнительных исследований.

Планы дальнейших разработок включают модернизацию и тестирование описанной технологии для случая совместной обработки GPS/ ГЛОНАСС наблюдений.

Список литературы

1. Zhalilo A., Shelkovenkov D. Features and service performance of multifunctional software toolkit “OCTAVA” for processing and analysis of GPS/GNSS observations // GEOS 2007 Conference Proceedings, Prague, Czech Republic, 1st – 2nd March 2007, pp. 102-110.

2. Жалило А. А., Желанов А.А., Шелковенков Д.А., Дицкий И.В, Бессонов Е.А. «Основные результаты разработок исследовательской группы ХНУРЭ/ГАО НАНУ в области высокоточного ГНСС-позиционирования в период с 2002-2011 г.г.» //. Ежемесячный научно-технический и производственный журнал "Геодезия и картография", № 12, – 2012 г., - С.38-50

УДК: 621.396:621.372(043.2)

В.П. Харченко, д.т.н., проф. (НАУ, Україна)
В.М. Кондратюк, с.н.с. (НАУ, Україна)

НАВІГАЦІЙНІ ТЕХНОЛОГІЙ В АВТОТРАНСПОРТНІЙ ГАЛУЗІ

Розглянуто технічні аспекти вирішення задач диспетчеризації в автотранспортній галузі, що базуються на інтегрованих інерційно-супутникових навігаційних системах, зв'язку та геоінформаційних системах. Наведено спосіб практичної реалізації в НАУ.

Вступ. Економічний розвиток кожної держави завжди супроводжується розвитком транспортної галузі. Транспорт є сполучною ланкою між різними регіонами, населеними пунктами, галузями промисловості та сільського господарства, підприємствами та просто між людьми. Широкі сфери застосування транспортних засобів висувають особливі вимоги до них, основними з яких є керованість та безпека. Згідно з сучасними вимогами до рівнів загальної ієрархії диспетчерських автоматизованих систем управління транспортом (АСУТ) характерним є доведення керованості транспортного господарського комплексу до рівня транспортної одиниці, як ключового і виконавчого елементу АСУТ, оскільки саме тут починається формування потоку даних, які в подальшому використовуються для вирішення прикладних задач. Застосування супутникових технологій навігації і зв'язку та геоінформаційних систем (ГІС) у транспортній галузі для вирішення поставленої задачі набуває особливого значення.

Способи практичної реалізації АСУТ. Сучасні АСУТ мають можливість підвищити рівень безпеки пасажирів, забезпечити контроль вантажоперевезень і дотримуватись розкладів руху, що дозволяє користувачам міського транспорту мати підвищений комфорт обслуговування. Широке застосування супутникової навігації і мобільних засобів зв'язку на автомобільному транспорті відкрило унікальні можливості для повної комп'ютеризації всіх рівнів управління транспортом, що принципово змінює якість управління і підвищує безпеку експлуатації транспортного комплексу [1, 2].

Новітні інформаційні засоби для AVL, як правило, максимальним чином використовують супутникові технології. Супутникові технології забезпечують радіонавігацію, місцевизначення і планування рейсу завдяки застосуванню глобальних навігаційних супутникових систем (ГНСС) GPS (США) та «ГЛОНАСС» (Росія) окремо по кожному формату чи спільно [3].

Розвиток сучасної мікроелектроніки забезпечує можливість створювати малогабаритні інтегровані інерційно-супутникові навігаційні системи на базі двосистемних приймачів ГНСС та інерційних датчиків побудованих на технології MEMS, що значно підвищує надійність і точність, особливо в складних умовах міста, горах, лісових масивах та тунелях. Такі навігаційні

системи забезпечують видачу даних про траєкторію руху транспортних одиниць при тимчасовій відсутності видимості навігаційних супутників ГНСС.

Національний авіаційний університет має великий досвід з розробки автоматизованих систем управління в тому числі і систем навігації та управління рухомими об'єктами [4, 5] на рис.1 представлено структуру системи диспетчерського управління автотранспортом класу **«AVL»**, де

ДЦ – диспетчерський центр;

ПД – підсистема даних;

БППД - багатоканальна підсистема передачі даних;

АРМ – автоматизоване робоче місце;

ППД – підсистема прогнозування доступності;

Реєстратор – мобільний термінал;

БКУ – блок контролю і управління;

ІСНС – інерційно-супутникова навігаційна система;
ШКПД – швидкісний канал передачі даних.

Однією з особливостей цієї структури є бортова апаратура транспортних засобів, яка має інтегровану ІСНС і забезпечує диспетчерський центр інформацією про місцезнаходження транспортних засобів в складних радіонавігаційних умовах.

Бортова апаратура повинна відповідати європейським нормативно-технічним документам [6–7], а також інтерфейсу ISO–9141 для підключення до автомобільної системи діагностики нарівні з інтерфейсом RS–232 для підключення до стандартних переносних або промислових комп'ютерів. За вимогами щодо вібрацій, ударів та зовнішніх умов автомобільна електронна апаратура повинна відповідати стандарту MIL-STD 810E, Cat. 8 (Ground Module).

Регістратор повинен відповідати європейським нормативно-технічним документам – Нормалі [7], а також інтерфейсу ISO – 9141 для підключення до автомобільної системи діаг-ностики нарівні з інтерфейсом RS-232 для підключення до стандартних переносних або про-мислових комп'ютерів. По вібраціям, вдарянням і зовнішним умовам автомобільна електро-нна апаратура повинна відповідати стандарту MIL-STD 810E, Category 8 (Ground Module).

Як правило, при визначенні місцезнаходження автотранспорту досить мати планові двомірні 2D (широта і довгота) координати. Точність визначення координат, яка вимагається, відрізняється в залежності від сфери застосування та призначення транспортних об'єктів і ділиться за трьома градаціями: I – існуюча, II – необхідна, III – гранична. Регістратор повинен виконувати такі обов'язкові функції: навігацію, яка грунтується на ГНСС; реєстрацію географічних координат у відносній або глобальній системі координат WGS-

84; реєстрацію пройденого шляху; реєстрацію швидкості в заданому темпі, наприклад, кожні 1-5 с в реальному часі, чи в заданому темпі на протязі тижня, місяця; реєстрацію частоти обертання (оборотів) двигуна або інших режимів транспортного засобу; контроль за режимами роботи екіпажу (керування, інша робота, готовність, відпочинок); реєстрацію порушень (перевищення граничної швидкості, перевищення часу безперервного керування тощо).

Відповідно до приватних вимог можливо також введення та програмування інших додаткових функцій. Всі ці функції забезпечуються з прив'язкою до поточного часу: національного, світового UTC або по Гринвічу.

Враховуючи вимоги до апаратури такого класу в Національному авіаційному університеті було виконано роботи зі **с**творення ДЦ, що значно підвищує надійність визначення місцезнаходження транспортних засобів в складних радіонавігаційних умовах, завдяки ІСНС. Особливістю такого ДЦ необхідно також відзначити використання мережі Інтернет для забезпечення глобального доступу до інформаційних даних.

Широке впровадження Інтернет-орієнтованих технологій в усіх сферах діяльності дає унікальні можливості їх використання при створенні диспетчерських систем. Створення програмного забезпечення з використанням Інтернет технологій, де в комплексі вирішуються задачі зв'язку, накопичення бази даних, картографічне забезпечення та відображення координат транспортних засобів на цифровій карті з вирішенням ряду сервісних задач, в тому числі обробки результатів. В результаті виконаних робіт створено комплекс апаратно-програмних засобів, що здатний вирішувати будь-які задачі моніторингу та диспетчерського управління транспортними засобами.

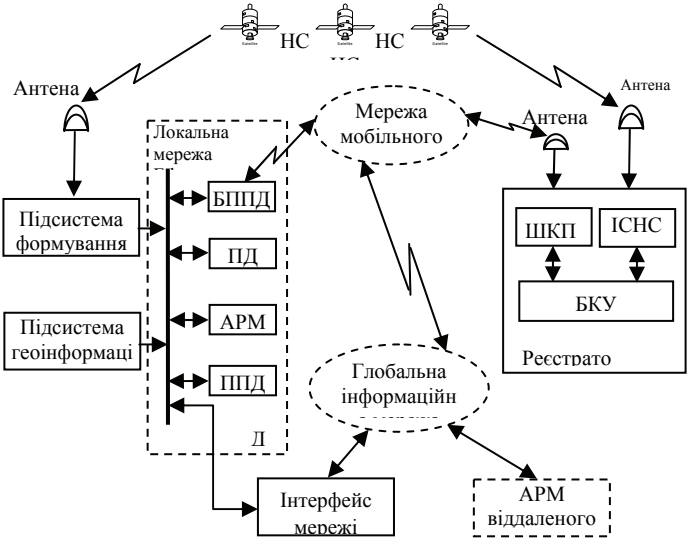


Рис. 1 Структурна схема АСУТ

На рис.2 показано типовий запис траси при комплексному випробовуванні всього інтегрованого обладнання в складі: бортове обладнання, підсистема зв'язку, апаратно-програмний комплекс ДЦ.

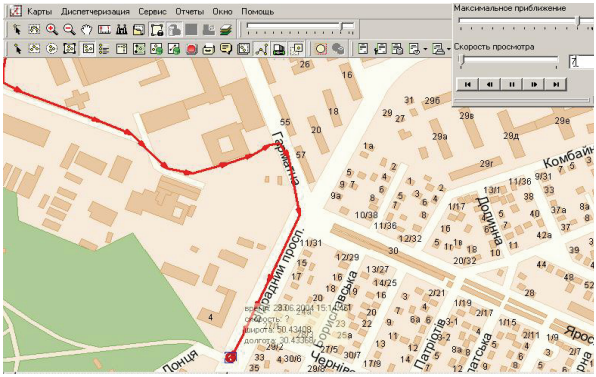


Рис. 2 Локалізація транспортного засобу на електронній карті

Висновок. Застосування інтегрованих інерційно-супутникових систем навігації, засобів зв'язку та Інтернет-технологій в автотранспортній галузі, принципово змінює якість надання послуг, що забезпечує оперативність, точність, управління і підвищує безпеку транспортних засобів цивілізованих перевізників. В таких послугах зацікавлені також такі служби як митниця, силові структури, спецтранспорт, швидка допомога, інкасатори і просто окремі чиновники, бізнесмени й особи, що оснащуються засобами індивідуальної охорони і супроводу.

Список літератури

1. Энциклопедия безопасности авиации / Н.С. Кулик, В.П. Харченко и др.; Под ред. Н.С. Кулика. – К.: Техніка, 2008. – 1000 с.

2. Д.Я.Яцкив. Европейский опыт навигационного обеспечения транспортных коридоров. Швейцария, Інноваційні технології, 2003. Т.4-5.С.90-94.

3. В.В.Конин, В.П.Харченко Системы спутниковой радионавигации. – К.: Холтех, 2010. – 520 с.

4. Харченко В.П., Кондратюк В.М. Аспекты создания и практической реализации интегрированных систем GIS, GPS и беспроводной связи. // Труды второй международной конференции «GIS and GPS in practice», Хельм, Польша. - 2007. – с. 55-63.

5. V. Kharchenko, V. Kondratyuk, S. Ilnytska Differential service operability investigation at the territory of Ukraine // Scientific Bulletin of Chelm, Section of Technical Sciences No.1/2009. – 2009. – p. 51-61.

6. Hackos, Joann T. and Janice C. Redish. User and Task Analysis for Interface Design. New York, NY: John Wiley & Sons, 1998.

7. Council Regulation EC # 2135/98 of 24 Sept. 1998 amending Regulation (EEC) # 3821/85 on recording equipment in road transport.

UDK 621.396:621.396.933:629.783:621.396.946

V.P.Kharchenko, Yu.M.Barabanov, A.S.Leschenko
(National Aviation University, Kyiv, Ukraine)

ADS-B MESSAGES TRANSMISSION VIA SATELLITE USING OFDM

Мета роботи: 1)побудувати модель каналу зв'язку «Повітряне судно-Супутник-Наземна станція» з технікою модуляції OFDM за допомогою Matlab Simulink software; 2) на базі цієї моделі дослідити цілісність каналу і отримати залежності BER від значення відношення сигнал/шум (E_b/N_0).ADS-B сигнали передаються від повітряного судна до супутник, потім від супутника до наземної станції, використовуючи OFDM. Схема цифрової модуляції була побудована в Matlab Simulink з метою аналізу BER змодельованої OFDM системи.Було досліджено залежність BER від E_b/N_0.

Automatic dependent surveillance-broadcast (ADS-B) is a surveillance technology for tracking aircraft as part of the Next Generation Air Transportation System (NextGen). ADS-B makes flying significantly safer for the aviation community.

Orthogonal frequency-division multiplexing (OFDM) is a powerful modulation technique used to achieve a high data rate and is able to eliminate inter-symbol interference. The concept of using parallel data transmission and frequency division multiplexing was published in the mid-1960s [1-3].

OFDM can be seen as either a modulation technique or a multiplexing technique. One of the main reasons to use OFDM is to increase the robustness against frequency selective fading or narrowband interference. In a single carrier system, a single fade or interferer can cause the entire link to fail, but in a multicarrier system, only a small percentage of the subcarriers will be affected.

The aim of this paper is: 1) to design the model of communication channel "Aircraft - Satellite - Ground Station" with OFDM modulation technique using MATLAB Simulink software; 2) on the base of this model investigate a channel integrity and receive dependences of a Bit Error Rate (BER) on signal-to-noise ratio.

ADS-B signals are transmitted from aircraft to satellite and from the satellite to the ground station using OFDM. The digital modulation scheme was built in Matlab Simulink in order to analyze a BER for designed OFDM system. The dependence of a BER on signal-to-noise ratio was investigated.

A model (Fig. 1) for satellite communication channel "Aircraft–Satellite–Ground Station" comprises of "Aircraft Uplink Transmitter" (Bernoulli Random Binary Generator, Convolutional Encoder, Matrix Interleaver, General Block Interleaver, Rectangular QAM Baseband Modulator, OFDM Transmitter, Transmitter Dish Antenna Gain), "Uplink Path" (AWGN), "Satellite Transponder" (Receiver Dish Antenna Gain, Satellite Receiver System Temperature, Complex Baseband Amplifier, Transmitter Dish Antenna Gain), "Downlink Path" (AWGN), "Ground Station Downlink Receiver" (Receiver Dish Antenna Gain, Ground Receiver System Temperature, OFDM Receiver, Rectangular QAM Baseband

Demodulator, General Block Deinterleaver, Matrix Deinterleaver, Viterbi Decoder), “Error Rate Calculation block” and “Display”.

In case of the standard IEEE 802.11a, the parameters for the physical layer were taken as the follows: data rate – 36 Mbit/sec, modulation – 16-QAM, coding rate – ¾, coded bits per subcarrier – 4, coded bits per OFDM signal – 192, data bits per OFDM symbol – 144.

In the “Aircraft Uplink Transmitter” the Bernoulli Binary Generator block generates random binary numbers using a Bernoulli distribution with parameter p,

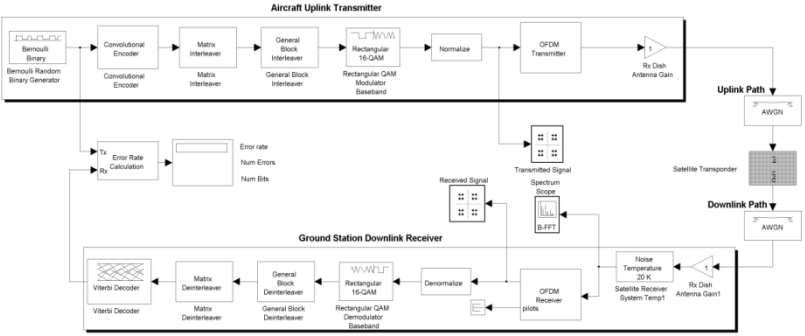


Fig.1. Model “Aircraft - Satellite - Ground Station” with OFDM modulation

produces “zero” with probability p (value p=0,5 is used) and “one” with probability 1-p.

Convolutional encoder encodes binary data. It is used the poly2trellis function to create a trellis using the constraint length, code generator (octal) and feedback connection (octal).

Matrix Interleaver interleaves the input vector by writing the elements into a matrix row-by-row and reading them out column-by-column. The product of Number of rows and Number of columns must match the input signal width.

General block interleaver reorders the elements of the input vector: y=u(Elements). The length of Elements must match the input signal width.

Rectangular QAM modulator modulates the input signal using the rectangular quadrature amplitude modulation method. This block accepts a scalar or column vector input signal. The input signal can be either bits or integers.

In order to create the OFDM symbol a serial to parallel block is used to convert N serial data symbols into N parallel data symbols. Then each parallel data symbol is modulated with different orthogonal frequency subcarriers, and added to an OFDM symbol. All modulated subcarriers are added together to create the OFDM symbol. This is done by an Inverse Fast Fourier Transformation (IFFT). The advantage of using IFFT is that the system does not need N oscillators to transmit N subcarriers.

In practice, the OFDM signal for the standard IEEE 802.11a is generated as follows: in the transmitter, binary input data is encoded by a rate ¾ convolutional encoder. After interleaving, the binary values are converted to QAM values. Four

pilot values are added each 48 data values, resulting in a total of 52 QAM values per OFDM symbol. The symbol is modulated onto 52 subcarriers by applying the IFFT. The output is converted to serial and a cyclic extension (cyclic prefix) is added to make the system robust to multipath propagation. Windowing is applied after to get a narrower output spectrum. Using an IQ modulator, the signal is converted to analog, which is upconverted to the 5 GHz band, amplified, and transmitted through the antenna.

In the "Satellite Transponder" the Satellite Receiver System Temperature block simulates the effects of thermal noise on a complex, baseband signal. Modeling was provided for three values of effective satellite and ground station receiver systems noise temperatures 0 K, 20 K (very low noise level) and 290 K (typical noise level). Satellite repeater Amplifier is a complex baseband model of amplifier with noise. Only linear amplifier was considered during investigation.

The AWGN Channel block adds white Gaussian noise to a real or complex input signal. When the input signal is complex, this block adds complex Gaussian noise and produces a complex output signal. This block inherits its sample time from the input signal. Signal to noise ratio (E_b/N_0) – is the ratio of bit energy to noise power spectral density

In the "Ground Station Downlink Receiver" the Viterbi Decoder block decodes input symbols to produce binary output symbols. Unquantized decision type parameter was used.

Basically, the receiver performs the reverse operations of the transmitter, with additional training tasks. In the first step, the receiver has to estimate frequency offset and symbol timing, using special training symbols in the preamble. After removing the cyclic extension, the signal can be applied to a Fast Fourier Transform to recover the 52 QAM values of all subcarriers. The training symbols and the pilot subcarriers are used to correct for the channel response as well as remaining phase drift. The QAM values are then demapped into binary values, and finally a Viterbi decoder decodes the information bits.

Viterbi decoder uses the Viterbi algorithm to decode convolutionally encoded input data. It is used the poly2trellis function to create a trellis using the constraint length, code generator (octal) and feedback connection (octal).

OFDM is becoming the chosen modulation technique for wireless communications. It can provide large data rates and is sufficiently robust in the face of radio channel impairments.

For investigation it was considered 16-QAM modulation scheme. The dependences of a BER on the value of signal-to-noise ratio E_b/N_0 were obtained for different noise temperatures - 0 K, 20 K and 290 K (Fig. 2). The range of E_b/N_0 alteration was from 1 dB till 21 dB (when a BER is about of 10^{-5}).

According to obtained results the value of a BER practically does not depend on a noise temperature (Fig. 2).

Dependences of a BER on input signal power was investigated for fixed value of E_b/N_0 (5 dB), noise temperature 290 K and different linear gain of satellite transponder (1 dB, 2 dB and 5 dB). It was obtained that the lower input signal power is, the lower is a BER.

OFDM is of great interest by researchers and research laboratories all over the world. It has already been accepted for the new wireless local area network standards IEEE 802.11a, High Performance LAN type 2 (HIPERLAN/2) and Mobile Multimedia Access Communication (MMAC) Systems. Also, it is expected to be used for wireless broadband multimedia communications.

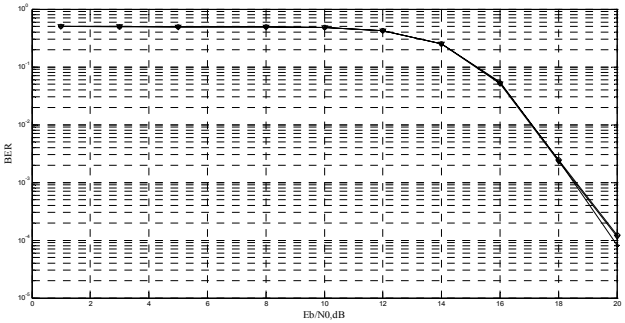


Fig.2. Dependence of a BER on E_b/N_0:
circles – noise temperature is 0 K, stars – noise temperature is 20 K (very low noise level), triangles – 290 K (typical noise level)

The OFDM transmission scheme has the following key advantages:

- makes efficient use of the spectrum by allowing overlap;
- by dividing the channel into narrowband flat fading sub-channels, OFDM is more resistant to frequency selective fading than single carrier systems are;
- eliminates ISI and IFI through use of a cyclic prefix;
- provides good protection against co-channel interference and impulsive parasitic noise.

In terms of drawbacks OFDM has the following characteristics:

- the OFDM signal has a noise like amplitude with a very large dynamic range, therefore it requires RF power amplifiers with a high peak to average power ratio.

References

1. Orthogonal frequency division multiplexing for wireless networks. University of California, Santa Barbara. *Anibal Luis Intini, graduate student of Electtrical and computing engineering department*.-December 2000.

2. Performance Analysis of OFDM for Different Digital Modulation Schemes using Matlab Simulation. *Md. Shariful Islam, Md. Asek Raihan Mahmud, Md. Alamgir Hossain, Md. Sadek Ali.* Department of Information and Communication Engineering, Islamic University, Kushtia-7003, Bangladesh.-2010.

3. Development of a Matlab simulation environment for vehicle-to-vehicle and infrastructure communication based on IEEE 802.11p. *Samaneh Shooshtary*, University of Gavle, Department of technology and built environment.-Vienna, December 2008.

UDK 621.396:621.396.933:629.783:621.396.946

V.P.Kharchenko, A.M.Grekhov, D.V.Bezsmertna
National Aviation University, Kyiv, Ukraine

INVESTIGATION OF MODULATION SCHEME AND AMPLIFIERS NONLINEARITY ON ADS-B MESSAGES TRANSMISSION VIA SATELLITE LINK

Satellite communication is a mode of communication which uses the artificial satellite for communication, navigation, surveillance among the various points on the earth. It helps in the transfer of numerous data and information across the countries, in connecting aircrafts at distant and remote places. It exchanges vital information for aircraft operations such as distress messages, urgency messages, flight safety messages, meteorological messages, flight regularity messages and aeronautical administrative messages.

ADS-B technology is intended to transform air traffic control by providing more accurate and reliable tracking of airplanes in flight and on the ground. It is a new surveillance technology designed to help modernize the air transportation system. ADS-B uses a combination of satellites, transmitters, and receivers to provide both flight crews and ground control personnel with very specific information about the location and speed of airplanes in the area. ADS-B gives the aviation industry the ability to maintain or improve existing safety standards while increasing system efficiency and capacity. ADS-B can provide a substantial increase in the number of flights the ATC system can accommodate.

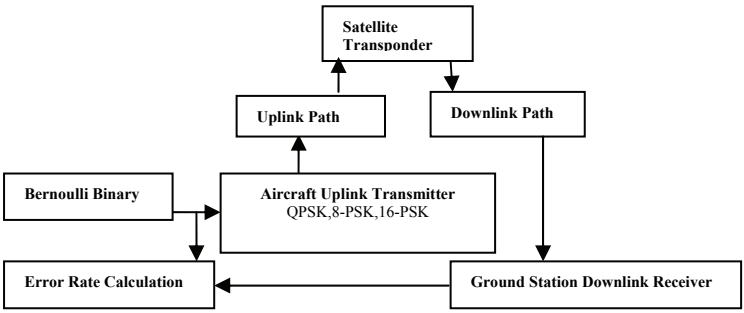


Fig.1 “Aircraft-to-Satellite-to-Ground Earth Station” Link

The aim of this report is an investigation of modulation schemes and amplifiers nonlinearity on ADS-B messages transmission via satellite link using previously developed models [1, 2].

In this work aeronautical satellite baseband link was analyzed on the basis of original model including: a source of information (Bernoulli Binary block), Aircraft Transmitter, Uplink (Free Space Path Loss, Phase/Frequency Offset), Satellite

Transponder, Downlink (Free Space Path Loss, Phase/Frequency Offset), Ground Earth Station (GES) Receiver and Error Rate Calculation block. The influence of different types of modulation (QPSK, 8PSK, 16PSK) and nonlinearity of transmitter with Convolutional coding on the Binary Error Rate (BER) was investigated. The effectiveness of error detection and correction for "Aircraft-to-Satellite-to-Ground" link was analyzed.

The block "Aircraft Uplink Transmitter" consists of: Convolutional Encoder, M-PSK Baseband Modulator, High Power Amplifier (HPA), Transmitter Dish Antenna Gain. The blocks "Uplink Path" and "Downlink Path"comprise the sub blocks of: Free Space Path Loss, Phase/Frequency Offset. The block "Satellite Transponder" consists of Receiver Dish Antenna Gain, Satellite Receiver System Temperature, Complex Baseband Amplifier, Phase Noise, Transmitter Dish Antenna Gain. The block "Ground Station Downlink Receiver" comprises the sub blocks of Receiver Dish Antenna Gain, Ground Receiver System Temperature, Viterbi Decoder. The block "Error Rate Calculation" goes to a display block "Display" and shows three-element vector consisting of the error rate, followed by the number of errors detected and the total number of symbols compared.

The Bernoulli Binary Generator block generates random binary numbers using a Bernoulli distribution. The Bernoulli distribution with parameter p produces zero with probability p and one with probability 1-p. I have been chosen the probability 0.5 and the output signal can be a frame-based matrix. It generates a discrete signal and updates the signal at time interval which is equal to 1.

The Convolutional Encoder block encodes a sequence of binary input vectors to produce a sequence of binary output vectors. It uses a poly2trellis(7,[171 133],171) command and encoder with a length of 7, code generator polynomials of 171 and 133, and a feedback connection of 171.

The M-PSK Modulator Baseband block modulates using the M-ary phase shift keying method. The output is a baseband representation of the modulated signal. The M-array number parameter, M, is the number of points in the signal constellation. The block accepts binary-valued inputs and represents integers. The block collects binary-valued signals into groups of K = log2(M) bits, where K represents the number of bits per symbol. When M=4 we have QPSK Modulator Baseband block, which modulates using the quaternary phase shift keying method.

Memoryless Nonlinearity (High Power Amplifier) is a model of a traveling wave tube amplifier (TWTA) using the Saleh model. HPA backoff level is a parameter which is used to determine how close the satellite high power amplifier is driven to saturation. There are three different types: the first is 30 dB (negligible nonlinearity) at which the average input power equal to 30 decibels below the input power that causes amplifier saturation (that is, the point at which the gain curve becomes flat). This causes negligible AM-to-AM and AM-to-PM conversion. AM-to-AM conversion is an indication of how the amplitude nonlinearity varies with the signal magnitude. AM-to-PM conversion is a measure of how the phase nonlinearity varies with signal magnitude. The second is 7 dB (moderate nonlinearity) at which the average input power equal to 7 decibels below the input power that causes amplifier saturation. This causes moderate AM-to-AM and AM-to-PM conversion. And the third type is 1 dB (severe nonlinearity) at which the average input power

equal to 1 decibel below the input power that causes amplifier saturation. This causes severe AM-to-AM and AM-to-PM conversion. During investigation I have been used different types of memoryless nonlinearity such as: negligible nonlinearity with the input parameter -21.5457 and output-32.9118, moderate nonlinearity with input - 1.40444 and output – 9.91183 and severe nonlinearity with input - 7.40433 and output- 3.91183.

Transmitting and receiving antenna diameters are the first element in the vector is used to calculate the gain in the Transmitting Dish Antenna Gain. The second element represents the receive antenna diameter and is used to calculate the gain in the Receiving Dish Antenna Gain block. The antenna gain is equal to 12.4.

The Receiver Thermal Noise block simulates the effects of thermal noise on a complex, baseband signal. There are 3 noise temperatures: 0 (no noise), 20 (very low noise level) and 290 (typical noise level). The default setting is 20 K.

The Phase Noise block adds receiver phase noise to a complex baseband signal. The block applies the phase noise as follows: generates additive white Gaussian noise and filters it with a digital filter. There are 3 phase noise values at the receiver: negligible (-100 dBc/Hz), low (-55 dBc/Hz) and high (-48 dBc/Hz). During simulation it was choosed negligible (-100 dBc/Hz).

The Free Space Path Loss block simulates the loss of signal power due to the distance between the aircraft uplink transmitter and the satellite transponder receiver. The block reduces the amplitude of the input signal by an amount that is determined by the loss (dB) parameter. The Phase/Frequency Offset block applies phase and frequency offsets to an incoming signal. During the research I set the value of phase/frequency offset to zero.

The Amplifier block allows selecting five different methods to model the nonlinear amplifier. Two of the nonlinear methods fit curves to measured data provided by the gain and third order intercept point parameters. The other three nonlinear methods use models originated by Saleh, Ghorbani, and Rapp. The Saleh and Ghorbani models are based on normalized nonlinear transfer functions.

The amount of noise added to the output signal can be: noise temperature, noise figure, or noise factor. During the simulation the noise factor was equal to 2 K and I also select Saleh model with standard AM/AM and AM/PM parameters.

The Viterbi Decoder block decodes input symbols to produce binary output symbols.

Different types of modulation (QPSK, 8-PSK, 16-PSK) and forward error correction coding in the form of convolutional encoding with Viterbi decoding were investigated. The dependence of an error probability for different types of modulation from free space path loss in the uplink and the downlink was obtained. The dependence of binary error rate for different modulation schemes on the nonlinearity in the aircraft uplink transmitter and satellite transponder was obtained also.

Received dependencies of a BER are presented on the Fig. 2-3.

Loss values were changed simultaneously in uplink and downlink channels and HPAs nonlinearity was changed simultaneously for transmitter and transponder for equal antennas diameter 1,0 m, noise temperature 20 K, noise factor 2, phase and frequency offsets 0, antenna gain 12.4, phase noise level -100 dBc/Hz.

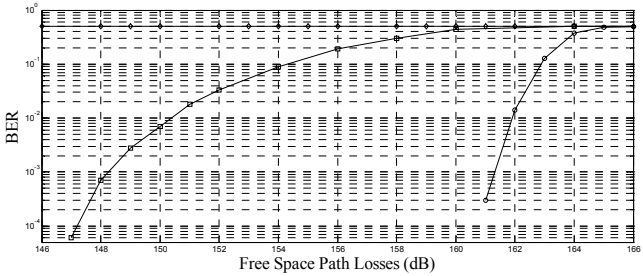


Fig.2 Dependence of a BER on free space path loss for different types of modulation: circles – QPSK, squares – 4PSK and diamonds – 16PSK with convolutional coding for moderate nonlinearity (7dB)

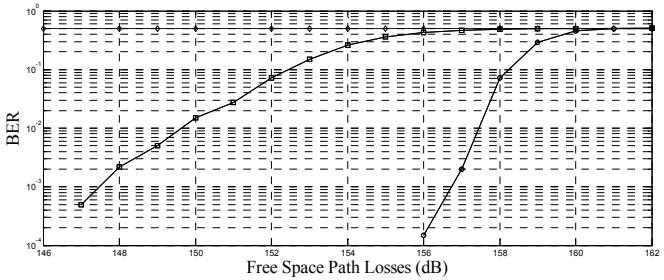


Fig.3 Dependence of a BER on Free Space Path Losses for different types of modulation: circles – QPSK, squares – 4PSK and diamonds – 16PSK with convolutional coding for severe nonlinearity (1dB)

Convolutional coding considerably decreases errors probability and a BER. For negligible nonlinearity of transmitter and transponder amplifiers the lowest value of a BER is for QPSK modulation. It vanishes for free space path loss in the range from 0 dB to 165 dB. For moderate nonlinearity (7 dB) of transmitter and transponder amplifiers the lowest value of BER is also for QPSK modulation (Fig. 2). It vanishes for free space path loss in the range from 0 dB to 160 dB. For severe nonlinearity (1dB) a BER vanishes in the range from 0 dB to 156 dB of free space path loss for QPSK modulation.

References

1. Харченко В. П. Моделювання супутникового авіаційного зв'язку / В. П. Харченко, Ю. М. Барабанов, А. М. Грехов // Вісник НАУ. – 2012. – №1. – С. 5-13.

2. Харченко В. П. Моделювання в середовищі NETCRACKER PROFESSIONAL 4.1 передачі ADS-B повідомлень через супутниковий канал комунікації IRIDIUM / В. П. Харченко, Ю. М. Барабанов, А. М. Грехов, М. С. Іваненко, Р. І. Лобанов // Вісник НАУ. – 2012. – №1. – С. 81-86

УДК 535.241:534

Д.М. Винник, М.О. Мельник, Р.М. Мельник
(ЛЦ ІКД НАНУ та ДКАУ, Україна, м. Львів)

АКУСТООПТИЧНИЙ КОМУТАТОР КАНАЛІВ ВОЛОКОННООПТИЧНИХ ЛІНІЙ ЗВ'ЯЗКУ

Запропонований 12-ти канальний акустооптичний комутатор каналів волоконнооптичних ліній зв'язку, як ефективний елемент мережевих технологій обміну інформацією. Проведений аналіз конструктивних та технологічних особливостей акустооптичного комутатора каналів та запропоновані шляхи покращення його технічних характеристик.

Вступ. Економічний розвиток кожної держави завжди супроводжується розвитком транспортної галузі. Транспорт є сполучною ланкою між різними регіонами, населеними пунктами, галузями промисловості та сільського господарства, підприємствами та просто між людьми. Широкі сфери застосування транспортних засобів висувають особливі вимоги до них, основними з яких є керованість та безпека. Згідно з сучасними вимогами до рівнів.

В сучасних системах передачі інформації з використанням волоконнооптичних ліній зв'язку (ВОЛЗ) швидкодія і об'єм передачі інформації в значній мірі залежать від мережевих технологій організації обміну інформацією. Суттєву роль в реалізації таких технологій відіграють оптичні комутатори ВОЛЗ, в яких комутується оптичний сигнал без перетворення його в електричний і навпаки. Це дозволяє забезпечити велику пропускну здатність передачі інформації оптичних каналів і високу швидкодію комутації.

До таких комутаторів відноситься акустооптичний комутатор в якому для відхилення оптичного променя використовується акустооптичний дефлектор робота якого базується на взаємодії звукової та оптичної хвилі в комірці Брегга. Акустооптичний комутатор здійснює оптичну апаратну комутацію, зв'язуючи вхідне оптичне волокно з необхідним елементом вихідного оптоволоконного масиву. Вхідний лазерний промінь відхиляється акустооптичним дефлектором при зміні частоти керуючого сигналу на кут, який визначається співвідношенням [1,2,3]:

$$\Delta\Theta = \frac{\lambda}{v \cdot n}\Delta f \,, \qquad (1)$$

де λ - довжина хвилі лазерного випромінювання, v - швидкість звуку в матеріалі світлозвукопровода дефлектора, n - показник заломлення даного матеріалу. Лінійний діапазон сканування в площині касети з приймальними волокнами визначається:

$$\Delta l \cong \Delta\Theta \cdot L \,, \qquad (2)$$

де L - віддаль від акустооптичного дефлектора до касети з волокнами.

При введенні променя в волокно, його необхідно сфокусувати в торець волокна, тоді доцільно замінити віддаль L на фокусну віддаль об'єктиву F. Необхідний діапазон лінійного сканування визначається віддаллю між центрами першого та останнього волокна приймальної касети, яка складається з пластини кремнію (марки КЕФ) з витравленими в ній V - подібними канавками для укладання волокон. Враховуючи конструктивні особливості приймальної касети для N волокон, то формулу (2) для лінійного діапазону сканування променя можна записати у вигляді:

$$\Delta l = N\left[2R\left(\operatorname{tg}\varphi + \frac{1}{\cos\varphi}\right)\right] + (N-1)\Delta d \cong \Delta\Theta \cdot F \qquad (3)$$

де R – радіус волокна, φ - кут травлення V- подібних канавок, d – віддаль між краями канавок для укладки волокон. Величина d вибирається експериментально з врахуванням мінімізації перехідного загасання між каналами. З рівнянь (2) та (3) можна визначити параметр L, а отже і лінійні розміри акустооптичного комутатора каналів, задаючи значення кута сканування $\Delta\Theta$. Швидкодія акустооптичного комутатора каналів визначається співвідношенням [2]:

$$\tau = \frac{D}{v} + \tau_1, \qquad (4)$$

де D – апертура оптичного пучка, що падає на дефлектор, τ_1 - час переключення керуючих імпульсів в блоці керування акустооптичного дефлектора.

Слід зауважити, що формулах (1), (3), (4) закладені деякі протиріччя щодо вимог до комутаторів каналів. З однієї сторони, для підвищення швидкодії комутації каналів при постійній апертурі світлового пучка необхідно використовувати матеріали світлозвукопроводів дефлекторів з високою швидкістю розповсюдження акустичної хвилі. З другої сторони, для забезпечення мінімальних розмірів акустооптичних комутаторів каналів необхідно забезпечити великі значення кутів відхилення $\Delta\Theta$ скануючого променя при заданій смузі робочих частот, а значить швидкість розповсюдження акустичної хвилі повинна бути малою. З формули (1) випливає, що при незмінному куті сканування збільшення швидкості акустичної хвилі в декілька раз, відповідно необхідно розширити смугу робочих частот теж у стільки ж раз. Отже, використання матеріалів світлозвукопроводів з великою швидкістю розповсюдження акустичної хвилі приводить до необхідності роботи в діапазоні частот понад 100 МГц, що приводить до значних втрат акустичної потужності [2]. З аналізу матеріалів для світлозвукопроводів дефлекторів та з вимог приведених вище випливає, що одним найбільш перспективних матеріалів для комутаторів каналів є кристал парателурит. В цих кристалах швидкість розповсюдження акустичної хвилі складає 617 м/сек і вони володіють значним коефіцієнтом акустооптичної якості, що дозволяє одержувати в брегівських комірках на основі цих кристалів ефективність дифрагованого світла близько 90% при потужностях керування радіочастотних сигналів $\leq$ 1 Вт. З використанням

приведених вище співвідношень проведений розрахунок та виготовлений 12-канальний акустооптичний комутатор каналів, в якому в якості оптичного дефлектора використовувалась комірка Брегга на основі кристалу парателуриту. Для забезпечення сканування оптичного променя в площині вхідного оптичного волокна розроблена системою керування акустооптичним дефлектором, до якої входять: блок генераторів (дванадцять транзисторних LC – автогенераторів) з електронними ключами, блок керування з перетворювачами рівнів підсилювача потужності та блок живлення.

Характеристики акустооптичного комутатора каналів вимірювались на стенді, блок-схема якого приведена на рис.1. Вимірювання проводились для довжини хвилі 0,85 мкм. Для юстування оптичної схеми використовувався гелій-неоновий лазер з довжиною хвилі 0,63 мкм. При переході до вимірювань на довжині хвилі 0, 85 мкм змінювали віддаль між приймальною касетою з волокнами та акустооатичним дефлектором використовуючи для перерахунку віддалі співвідношення (3). Число робочих каналів визначалось по наявності сигналу на вході фотоприймача підєднаного до відповідного каналу.

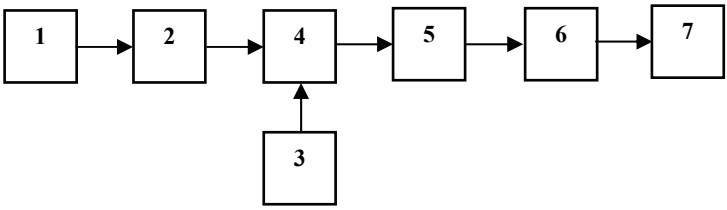


Рис.1 Блок-схема досліджень характеристик акустооптичних комутаторів каналів 1– лазер; 2– колімуюча оптика; 3– система керування; 4– комутатор каналів; 5– фокусуюча оптика; 6– фотоприймач; 7– реєстратор електричних сигналів.

В процесі проведення досліджень характеристик акустооптичного комутатора каналів було встановлено, що наявні оптичні втрати в ньому обумовлені в основному за рахунок недосконалості оптичних схем. Для досліджуваного комутатора каналів на довжини хвилі 0,85 мкм отримано: втрати ~ 8 Дб; час комутації – $5x10^{-6}$ с.; перехідне загасання між каналами ≥ 25 Дб. Слід відмітити, що величину перехідного загасання можна корегувати. Приймаючи до уваги, що розподіл інтенсивності дифрагованого променя має вигляд $I_d \sim \sin^2 x / x^2$, то величина першого бокового пелюстка діаграми направленості дифрагованого світла є досить великою і складає 0,212 від головного загасання [2,3,5,6]. Вибираючи відповідну форму збуджуючого електроду в акустооптичному дефлекторі, можна змінювати величину

бокових пелюстків діаграми направленості дифрагованого випромінювання, а отже і змінювати величину перехідного загасання [6].

Використання акустооптичного комутатора каналів у волоконнооптичних лініях зв'язку є перспективним, оскільки він не перетворює оптичний сигнал при його комутації в інші види енергії і комутує всі полоси частот , які передаються по оптоволоконним лініям зв'язку. Розроблений акустооптичний комутатора каналів у волоконнооптичних лініях зв'язку володіє високими передаточними характеристиками та технічними параметрами, а також забезпечує високу надійність та довговічність в роботі.

Висновки. Запропонована конструкція 12-канальний акустооптичного комутатора каналів волоконнооптичних ліній зв'язку, яка може використана як одна з найбільш ефективних елементів мережених технологій обміну інформацією. Експериментально підтверджено високу ефективність роботи акустооптичного комутатора каналів. Застосування пєзоперетворювачів складної конфігурації дозволяє знизити рівень бокових пелюстків функції пропускання акустооптичного дефлектора. Проведено аналіз шляхів покращення технічних характеристик з метою забезпечення проходження великого масиву інформації оптичних каналів і високої швидкодії комутації.

Список літератури

1. В.Г. Шарварко. Волоконно-оптичні лінії зв'язку: учеб. пос. /В.Г.Шарварко.- Таганрог: Изд.ТРГУ, 2006, -170 С.

2. В.М.Балакший, В.Н.Парігин, Л.Е.Чирков. Физические основы акустооптики. М.: Радио и связь, 1985.

3. Л.Н. Магдич, В.Я. Молчанов. Акустооптические устройства и их применение. М.: Советское радио, 1978.

4. А.А. Блистанов, В.С. Бондаренко, Н.В. Перепонова и др. Акустические кристаллы. Под ред.М.П.Шаскольской. М.:Наука, 1982.

5.A.Korpel. Acousto-Optic, New York. Mareel Deecer, 1988.

6. А.С. Лавриков, Г.Б.Резников. Антенно-фидерные устройства. М.: Радио и связь, 1974.

УДК 629.7.05/06:531/781.2 (075.8)

К. М. Сидоренко, к.т.н. (ETS, Montréal, Canada)

ГЛОБАЛЬНА СУПУТНИКОВА НАВІГАЦІЙНА СИСТЕМА ТА МЕТОД ВИСОКОЇ ТОЧНОСТІ

Описано загальну проблематику інерціальної орієнтації та навігації рухомих об'єктів. Приведено основні математичні залежності навігаційних рівнянь. Описано один з методів високої точності для кінематичних спостережень. Відзначено перспективи застосування кватерніонних рівнянь в параметрах Ейлера (Родрига-Гамільтона) для задач інерціальної орієнтації.

Сучасна навігація для рухомих об'єктів базується в основному на безпосередньому використанні глобальних супутникових навігаційних систем (GPS, ГЛОНАСС, GALILEO та ін.) автономно або в системі з інерційними засобами визначення місцеположення. Інерційні системи орієнтації загальноприйнято поділяти на системи з платформою, безплатформенні, коригуючі та некоригуючі. Кожна з них використовується в залежності від поставленої задачі, оскільки мають недоліки різної фізичної природи (шуми, прецесія, точність, довготривалість роботи та ін.). Найбільш цінною властивістю інерційної навігації є її автономність. Саме тому навіть сучасні високотехнологічні системи радіонавігації намагаються поєднувати з незалежними інерційними системами. Однак такий синтез вимагає ґрунтовних досліджень алгоритмів обробки інформації з метою розробки методів високої точності визначення місцеположення об'єкта в системі глобальної супутникової навігації (GNSS – Global navigation satellite systeme).

Методи високої точності [1], в даному контексті, можна представити як класи методів, які мають наступні властивості:

1) Потребують додаткових даних з уточненими координатами супутників.
2) Потребують даних про похибки в годинниках супутників.
3) Потребують максимального врахування іоносферної затримки.
4) Потребують наявних карт іоносфери та тропосфери.
5) Потребують рішень, які можна обробляти за допомогою фільтра Калмана.

Теоретичною сновою інерціальної навігації та орієнтації рухомого об'єкта є відомі рівняння теоретичної механіки [2]:

$$\frac{dr}{dt} = v;\ \frac{dv}{dt} = \omega_a = a + j(r);\ \frac{dx_i}{dt} = 0,\ i = 1,2,3\,, \qquad (1)$$

де r – радіус-вектор об'єкта (з центра маси);

$v=dr/dt$ – вектор абсолютної швидкості (в інерціальній системі координат);

$\omega_a=dv/dt=d^2r/dt^2$ – вектор абсолютного прискорення (в інерціальній системі координат);

a – вектор відносного прискорення об'єкта, який дорівнює різниці вектора абсолютного прискорення об'єкта і вектора гравітаційного прискорення: $a=\omega_a - j$;

j – гравітаційне прискорення, яке створюється силою тяжіння;

x – орта координатної осі X.

Для повного та точного опису траєкторії переміщення об'єкта або визначення точного його місцеположення в заданий момент часу, рівняння (1) записують у зв'язаній системі координат, які мають наступний вигляд [2]:

$$\left(\frac{dr}{dt}\right)_Y + \omega \times r = v;\ \left(\frac{dv}{dt}\right)_Y + \omega \times v = \omega_a = a + j(r);, \qquad (2)$$

$$\left(\frac{dx_i}{dt}\right)_Y + \omega \times x_i = 0,\ i = 1,2,3, \qquad (3)$$

де $(dg/dt)_Y$ – часткова похідна від вектора g ($g = r,\ v,\ x_i$), яка визначена в зв'язаній системі координат Y.

Векторні рівняння (2) записані у скалярному вигляді представляють собою 6 звичайних нестаціонарних диференційних рівнянь першого порядку відносно змінних y_i, v_i (i=1,2,3).

Векторні рівняння (3) часто записують у вигляді матриць [2]:

$$c^{\bullet} = \Omega_Y c,\ c = \begin{pmatrix} c_{11} & c_{12} & c_{13} \\ c_{21} & c_{22} & c_{23} \\ c_{31} & c_{32} & c_{33} \end{pmatrix},\ \Omega_Y = \begin{pmatrix} 0 & \omega_3 & -\omega_2 \\ -\omega_3 & 0 & \omega_1 \\ \omega_2 & -\omega_1 & 0 \end{pmatrix}. \qquad (4)$$

Рівняння (4) інтерпретують скалярну форму запису 9-ти лінійних нестаціонарних диференційних рівнянь першого порядку відносно змінних c_{ik} (i,k = 1,2,3) – кінематичні рівняння Пуасона.

Об'єднання рівнянь (2) та (4) та їх інтегрування дозволяють визначити декартові координати рухомого об'єкта при відомих початкових y_k, v_k, та c_{ik}. Перехід з однієї системи координат до іншої виконуть трансформуванням [2]:

$$(x_1, x_2, x_3) = c^T (y_1, y_2, y_3);\ (v_1^*, v_2^*, v_3^*) = c^T (v_1, v_2, v_3)\ , \qquad (5)$$

Розробка і реалізація методів високої точності для визначення координат рухомого об'кта, про які було згадано вище, конче необхідні для жорстко зв'язаних систем. Такі системи отримують дані з супутникової системи а дані для їх корекції – з інерційних датчиків ще до початку розрахунку координат. Зазвичай такі системи представляють собою одночастотні приймачі.

В роботі [1] описано один з методів високої точності для жорсткої звязаної системи супутникової навігації та інерційних датчиків для випадку кінематичних спостережень із застосуванням фільтра Калмана. Для корекції іоносферної затримки автори використали модуль IonexModel. Використання даного методу підвищує точність визначення місцеположення в середньому на 24см по відношенню до різницевих методів.

Інші методи високої точності визначення навігаційних параметрів об'єктів, які останнім часом привертають увагу науковців, базуються на понятті «кватерніон». Ряд положень алгебри кватерніонів дає можливість зменшити об'єм алгоритмічних розрахунків та представити тригонометричні величини у вигляді лінійно-векторних. Зумовлено це особливістю кватерніонів поєднувати в собі дійсні числа, комплексні числа та вектори у просторі [3].

Оскільки використання кватерніонів для задач орієнтації може значно зменшити масо-габаритні показники навігаційних систем та час обчислення, то в сучасних системах інерційної навігації та орієнтації рухомих об'єктів замість кінематичних рівнянь Пуасона використовують кватерніонні кінематичні рівняння в параметрах Ейлера (Родрига-Гамільтона) λ_j (j=1,2,3) [2]:

$$\begin{aligned} 2\dot{\lambda} &= \lambda \circ \omega_Y \\ \lambda &= \lambda_0 + \lambda_1 i_1 + \lambda_2 i_2 + \lambda_3 j_3 \\ \omega_Y &= \omega_1 i_1 + \omega_2 i_2 + \omega_3 i_3 \end{aligned} . \qquad (6)$$

Система рівнянь (6) має розмірність чотири, що на п'ять одиниць менше за розмірність системи рівнянь Пуасона. Саме цим і зумовлено переваги використання кватерніонів у навігації.

Замість алгебраїчних рівнянь (5) потрібно використовувати кватерніонні алгебраїчні рівняння трансформації [2]:

$$\begin{aligned} r_X &= \lambda \circ r_Y \circ \overline{\lambda} \\ v_X &= \lambda \circ v_Y \circ \overline{\lambda} \\ \overline{\lambda} &= \lambda_0 - \lambda_1 i_1 - \lambda_2 i_2 - \lambda_3 i_3 \end{aligned} , \qquad (7)$$

де $r_Y = y_1 i_1 + y_2 i_2 + y_3 i_3$ – відображення вектора r на базис Y;
$r_X = x_1 i_1 + x_2 i_2 + x_3 i_3$ – відображення вектора r на базис X;
$v_Y = v_1 i_1 + v_2 i_2 + v_3 i_3$ – відображення вектора v на базис Y;
$v_X = v_1^* i_1 + v_2^* i_2 + v_3^* i_3$ – відображення вектора v на базис X.

Який з вище представлених методів кращий чи гірший – це питання досить риторичне, оскільки їх застосування обумовлюють задачі, які необхідно вирішувати та доступні програмно-апаратні ресурси.

Безплатформені інерційні навігаційні системи (БІНС) вимагають обрахунку скданих алгоритмів обробки інформації (особливо даних для корекції та підвищення точності результату), що потребує досить коштовних та високоефективних апаратних ресурсів. Тому, для БІНС представляє значний інтерес створення систем обробки навігаційної інформації на базі алгебри кватерніонів.

Оснащення БІНС МЕМС датчиками потребує великого об'єму обробки інформації для усунення великої кількості похибок та різних шумів [4]. Методи високої точності на основі кватерніонів дозволяють «обійти» значну частину проблем при розрахунках, що представляє собою значний інтерес, як для науковців так і для інженерів.

Висновки. Як було відзначено вище, кватерніонні методи визначення основної навігаційної інформації дозволяють зменшити кількість рівнянь системи нерівностей та допомогають зменшити навантаження на обчислювальну систему.

Алгоритмічна обробка інформації з недорогих МЕМС датчиків в комплексі з інерційними системами дає можливість суттєво підвищити точність визначення місцеположення. Кватерніони представляють собою ідеальний математичний апарат для розробки методів точної обробки навігаційної інформації. Дослідження та розробка таких алгоритмів допоможе навігаційним системам ще більше інтегруватися в різні сфери життєдіяльності та частково замінити старі енергонеефективні системи навігації.

Список літератури

1. Першин Д.Ю., Щербаков А.С. Определение местоположения высокой точности для одночастотных приёмников спутниковой навигации с использованием инерциальных датчиков // Межд. конф. "Современные проблемы математики, информатики и биоинформатики", посвященная 100-летию со дня рождения А. А. Ляпунова. – 2011. – 21 с.
2. Челноков Ю. Н. Кватернионные модели и методы динамики, навигации и управления движением / Челноков Ю. Н. – М.: Физматлит, 2011. – 560 с.
3. Ватульян А. О. Кватернионы / А. О. Ватульян // Соросовский образовательный журнал. – 1999. – №5. – С. 177 – 120.
4. Li. D., R. Jr. Landry et P. Lavoie. A Quaternion Based Robust Attitude Initial Alignment Approach for Using Low-Cost MEMS/Magnetometer Sensors, IEEE Transaction on DSP, 1/12/2010. (CRSNG)

УДК 629.05: 623.746-519

О.П. Сушич, к.т.н (НАУ, Україна)
І.А. Приходько, (НАУ, Україна)

СУПУТНИКОВА СИСТЕМА ПОСАДКИ БЕЗПІЛОТНОЇ АВІАЦІЙНОЇ СИСТЕМИ

Наведені основні вимоги до супутникових системи посадки безпілотної авіаційної системи цивільного призначення.

Відповідно до загальної концепції проведення польотів безпілотні авіаційні системи (БАС) повинні виконувати польоти у відповідності із стартами Міжнародної організації цивільної авіації (ІСАО), які призначені для повітряних кораблів (ПК) із пілотом на борту, таким чином, БАС, що виконують польоти поза прямою видимістю, повинні відповідати вимогам пропонованим до систем зв'язку, навігації й спостереження у відповідному повітряному просторі [1].

Найбільш перспективними системами посадки БАС слід вважати системи посадки із застосуванням зональної навігації та супутникових систем навігації [2], що підтверджується Навігаційною стратегією держав Європейської конференції у справах цивільної авіації, що передбачає підвищення точності супутникових систем посадки до третьої категорії [3].

У результаті проведених в 2006 і 2007 роках неофіційних нарад ІСАО по БПЛА було ухвалене рішення, що ІСАО буде виступати як координатор по забезпеченню глобальної функціональної взаємодії й узгодженню використовуваних і розроблювальних Стандартів і Рекомендованої практики (SARPs – Standards And Recommended Practices) для БАС [4, 5, 6]. Відповідно до загальної концепції проведення польотів БАС повинні виконувати польоти у відповідності із стартами ІСАО, які призначені для ПК із пілотом на борту, таким чином, БАС, що виконують польоти поза прямою видимістю, повинні відповідати вимогам пропонованим до систем зв'язку, навігації й спостереження у відповідному повітряному просторі [1].

Слід зазначити, що застосування Глобальної навігаційної супутникової системи (GNSS) та зональної навігації (RNAV) передбачає застосування автономного контролю цілісності приймача (RAIM або FDE), що пов'язано із проблемами з готовністю та безперервністю GNSS.

Системи посадки на базі GNSS із системами функціонального доповнення отримали назву супутникові системи посадки (SLS – Satellite Landing System або GNSS Landing System), такі системи посадки не вимагають стаціонарного базування, що робить можливим їх розгортання на будь-яких непідготовлених аеродромах та площадках приземлення [7, 8].

Для підтримання безперервності на задоєному рівні застосовуються наступні системи функціональних доповнень: наземне функціональне доповнення (GBAS) та/або супутникове функціональне доповнення (SBAS) із

бортовим функціональним доповненням (ABAS), а при заході на посадку із застосуванням GNSS необхідно виконувати окремий RAIM прогноз.

Супутникова система посадки на базі диференційних станцій GBAS (рис. 1.) включає в свій склад наземну підсистему і бортову підсистему. Наземна підсистема формує і передає по радіоканалу у цифровому вигляді диференційні данні до бортової підсистеми. Бортова підсистема включає в свій склад базовий приймач GNSS та бортову апаратуру приймання диференційних даних.

Рис.1. Супутникова система посадки на базі диференційних станцій GBAS

Базовий приймач GNSS повинен відповідати вимогам 1 тому Додатку 10 ICAO та специфікаціям RTCA DO-208 (Minimum Operational Performance Standards for Airborne Supplemental Navigation Equipment Using Global Positioning System) або EUROCAE ED-72A (MOPS for Airborne GPS Receiving Equipment used for Supplemental Means of Navigation) із поправками TSO-C129A (Airborne Supplemental Navigation Equipment Using the Global Positioning System) [9, 10, 11].

Ці документи визначають мінімальні вимоги, яким повинні відповідати приймачі GNSS (контроль цілісності, упередження розворотів, застосування електронної бази навігаційних даних).

Бортове обладнання SBAS повинно відповідати вимогам 1 тому Додатку 10 ICAO та специфікаціям RTCA DO-229C (Minimum Operational Performance Standards for Global Positioning System/Wide Area Augmentation System Airborne Equipment) [9, 10, 11].

Бортове обладнання GBAS повинно відповідати вимогам 1 тому Додатку 10 ICAO та специфікаціям RTCA DO-253A (Minimum Operational Performance Standards for GPS Local Area Augmentation System Airborne

Equipment) та DO-246B (GNSS Based Precision Approach Local Area Augmentation System Signal-in-Space Interface Control Document) [9, 10, 11].

Диференційні дані, сформовані станцією GBAS, передаються з допомогою ДВЧ радіолінії для передавання даних. Бортова апаратура приймання диференційних даних включає в свій склад антену, фідерний тракт та приймач. Антена ДВЧ діапазону частот призначена для квазітронного приймання в діапазоні частот 108-117,975 МГц електромагнітних хвиль з горизонтальною поляризацією. Нерівномірність діаграми спрямованості не повинно перевищувати 20 дБ. Ослаблення вертикальної складової відносно горизонтальної складової повинне бути не менше 10 дБ. Операції, які необхідні здійснити в передавачі станції GBAS для трансформації цифрового повідомлення з диференційними даними в радіочастотний сигнал, чітко регулюються стандартом ICAO [13] для супутникової навігації, тобто цей стандарт розглядає вимоги до передавання диференційних даних як вимоги до цифрової радіолінії, тобто передбачає, що вимоги до передавача є практично вимоги для приймача, так як функція приймача зворотня функції передавача.

Завдання бортової апаратури диференційної супутникової навігації полягає в трансформації радіочастотного сигналу в цифрове повідомлення з диференційними даними. Тобто здійснювані нею операції та їх послідовність є дзеркальним відображенням операцій та їх послідовності, здійснюваних передавачем станції GBAS.

Необхідної складовою бортової апаратури приймання диференційних даних є антенно-фідерний пристрій який забезпечує надходження радіочастотного сигналу в приймач.

Оскільки потужність радіочастотного сигналу, який надходить із бортової антени в приймач бортової апаратури приймання диференційних даних, недостатня для ефективного функціонування демодулятора, то першою операцією є підсилення радіочастотного сигналу з попереднім ослабленням складових спектру прийнятого радіочастотного сигналу ззовні смуги робочих частот.

Наступна операція полягає в цифровій демодуляції радіочастотного сигналу, тобто трансформації радіочастотного сигналу в модулюючий сигнал в основній смузі частот.

Завершальна операція у випадку бортової підсистеми диференційної супутникової навігації полягає в трансформації вихідного сигналу демодулятора тобто модулюючого сигналу в основній смузі частот, в потік бітів, як цифрове повідомлення з диференційними даними. Але оскільки операції дескрамблювання, завадостійкого декодування та деформатування здійснюються бортовим приймачем (GBAS), то наступною після демодуляції (і завершальною) операцією в приймачі бортової апаратури приймання диференційних даних є операція трансформації модулюючих сигналів у цифрове повідомлення з диференційними даними послідовність імпульсів, які відображають потік бітів, згідно з узгодженим інтерфейсом між приймачем бортової апаратури приймання диференційних даних та приймачем GBAS.

Висновки

Диференційна станція GBAS забезпечує всі БАС в районі посадки коригувальною інформацією по всім навігаційним супутникам, які знаходяться в зоні видимості конкретної диференційної станції. Коригувальна інформація по радіоканалу передається на борт БАС для уточнення шуканих координат. Також для кожного напрямку підходу визначається остаточна ділянка заходу на посадку (FAS – Final Approach Segment) [12].

З точки зору БАС SLS на базі диференційних станцій GBAS пропонують значно вищу продуктивність у порівнянні з іншими системами посадки:

- забезпечення підходу з будь-якого напрямку;
- зменшення області критичної зони захисту;
- значна економія коштів при введенні в експлуатацію та під час експлуатації;
- порівняно просте розміщення обладнання системи посадки.

Список літератури

1. Unmanned Aircraft Systems (UAS). Cir 328 AN/190. – Режим доступу: http://www.icao.int/Meetings/UAS/Documents/Circular%20328_en.pdf
2. Сушич О.П., Приходько І.А. Аналіз тенденцій розвитку систем посадки безпілотних літальних апаратів цивільного призначення. Вісник Інженерної академії України: К.: Інтерсервіс, 2012. – Вип. 2. – С. 26 – 29.
3. Navigation Strategy for ECAC. Режим доступу: http://www.ecacnav.com/downloads/NAV%20Application%20+%20NAVAID%20Infrastructure%20Strategy%2015MAY08%20Agreed%20at%20SCG-8.pdf
4. ICAO Exploratory Meeting on Unmanned Aerial Vehicles. – Режим доступу: http://legacy.icao.int/anb/panels/acp/wg/c/wgc11/acp-wgc11-ip07-uav.doc
5. WG-73 UAV Systems (UAS). – Режим доступу: http://www.eurocae.net/working-groups/wg-list/42-wg-73.html
6. SC-203 Unmanned Aircraft Systems (UAS). – Режим доступу: http://www.rtca.org/comm/Committee.cfm?id=45
7. Introducing Honeywell SmartPath Precision Landing System. – Режим доступу: http://honeywellsmartpath.com/index.php
8. DGPS Differential GPS Ground Station. – Режим доступу: http://www.sncorp.com/pdfs/cns_atm/DGPS%20Product%20Sheet%20Final.pdf
9. Вовк В.И., Липин А.В., Сарайский Ю.Н. Зональная навигация. – С.-Петербург.: АО Центр автоматизированного обучения, 2004. – 127 с.
10. Производство полетов воздушных судов. Том 1. Правила производства полетов. Документ 8168.
11. Руководство по навигации, основанной на характеристиках (PBN). Документ 9613.
12. Руководство по построению схем на основе санкционированных требуемых навигационных характеристик. Документ 9905.
13. Радионавигационные средства. Приложение 10 к Конвенции о международной гражданской авиации. Т. 1.

УДК 629.735.051:681.323

О.М. Євтушенко, аспірант
(Національний авіаційний університет, Україна)

МЕРЕЖЕЦЕНТРИЧНИЙ ПРИНЦИП В АВІАЦІЙНИХ ТЕХНОЛОГІЯХ

Розглянуто сучасні авіаційні концепції та дослідні проекти з точки зору використання в них мережевих технологій управління. Підкреслено зв'язок авіаційних програм з принципами Мережецентричної концепції. Визначено проблеми впровадження новітніх технологій в авіаційній галузі.

Глобальна система зв'язку, навігації, спостереження/організації повітряного руху CNS/ATM є не просто набором користувачів і засобів, а їх повною інтеграцією, а перехід до неї передбачає поступову модернізацію та реалізацію проміжних концепцій (Distributed Air-Ground Traffic Management – DAG-TM, Autonomous Aircraft Advanced Free Flight – A^3) і проектів (Mediterranean Free Flight – MFF, Advanced Safe Separation Technology and Algorithms – ASSTAR, Airborne Separation Assurance (Assistance) System – ASAS).

Важливим питанням сучасних авіаційних програм є використання в них мережевого принципу управління. Для цього доцільно розглянути Мережецентричну концепцію, яка була розроблена США для проведення військових операцій.

Згідно цієї програми всі учасники бою мають бути об'єднані в єдину інформаційну мережу і мати певний набір властивостей, ключовими серед яких є здатність обмінюватися інформацією, готовність до співпраці, взаємодії і спільного прийняття рішень [1].

Розподілена в «повітрі-земля» організація повітряного руху (DAG-TM) – це концепція, розроблена NASA для повітряного простору США, згідно якої льотні екіпажі, служби обслуговування повітряного руху та авіаційного оперативного управління використовують розподілене прийняття рішень, що забезпечує [2]:

– можливість налаштування (гнучкості) для користувача;

– збільшення пропускної здатності системи;

– відповідність вимогам управління повітряним рухом.

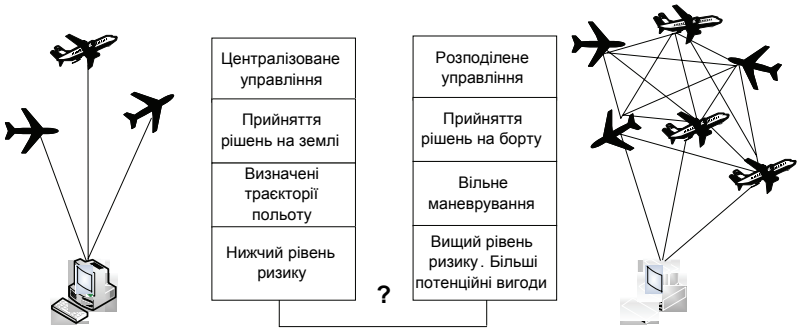
DAG-TM є конкретним прикладом реалізації концепції Free Flight, даючи спрямування для науково-дослідної діяльності. Концепція розподіленого управління стосується всіх фаз польоту в межах континентальної частини США. Її введення розраховано на період з 2005 р. до 2015 р.

Порівняно з діючими принципами управління повітряним рухом, концепція DAG-TM базується на траєкторно-орієнтованому підході, який

використовує можливості системи польотного управління (FMS), інструменти системи автоматизації TRACON (Center-TRACON Automation System) та цифрову лінію зв'язку (CPDLC).

Розглядаючи концепцію DAG-TM з точки зору використання в ній мережецентричного принципу, можна відмітити зміщення традиційних ролей як повітряного, так і наземного сегменту в процесі прийняття рішень та докорінну зміну їх обов'язків і відповідальності [1; 3].

Головними труднощами, з якими стикаються сучасні концепції, є варіювання між абсолютно протилежними властивостями системи управління повітряним рухом. Тому, пріоритетне завдання концепції DAG-TM полягає в пошуку балансу між повністю централізованим та повністю розподіленим управлінням (див. рисунок), що передбачає використання принципів мережецентричної організації системи з огляду як на структуру зв'язків так і на розподіл ролей між її елементами [1; 4].



Пошук балансу в DAG-TM

Аналогічно DAG-TM концепція A^3 базується на траєкторно-орієнтованому підході, тоді як Мережецентрична – орієнтується на цілі та завдання.

Але на противагу DAG-TM концепція A^3 стосується гіпотетичної ситуації повністю обладнаних літаків, управління якими здійснюється без допомоги наземних служб. Більше того, голосовий зв'язок між пілотами допускається лише в надзвичайних ситуаціях. Як правило, обмін інформацією між повітряними кораблями забезпечується завдяки ADS-B, радіус дії якого збільшується за рахунок System Wide Information Management (SWIM) мережі. Кожен літак транслює інформацію про свій стан і наміри іншим літакам. Це дозволяє кожному повітряному кораблю передбачити його траєкторію і діяти, дотримуючись критеріїв [5].

Передбачається, що кожен літак буде обладнаний системами, визначеними ASAS, які проводитимуть постійний моніторинг навколишньої ситуації, допомагаючи екіпажу визначати та розв'язувати конфлікти.

Мережецентричний принцип розподілу інформації про навколишнє середовище між учасниками залежно від їх ролі в конкретному випадку,

врахування пріоритетності та здатність мережі до реконфігурації використовуються і в концепції A^3.

Програма «Середземноморський вільний політ» (MFF) впроваджувалась у 2000-2005 рр. і допомогла визначити вимоги та процедури для переходу до Free Flight в районі Середземного моря.

Головним завданням Європейської програми Free Flight є можливість «автономного літального апарата» здійснювати ефективний політ за обраним 3D або 4D маршрутом та відокремити себе від інших повітряних суден відповідно до зручного рівня щільності руху. З цієї точки зору, відповідальність за забезпечення ешелонування відносно інших повітряних кораблів залишається в літака майже у всіх випадках, хоча наземні служби обслуговування повітряного руху все ще матимуть певну відповідальність. Така свобода льотних екіпажів у виборі кращої траєкторії і виконання самостійного розподілу простору дозволить підвищити ефективність польоту відповідно до цілей користувачів (літаків).

Аналогічний принцип застосовується в мережецентричних системах, що передбачає поінформованість усіх зацікавлених сторін про навколишнє середовище (в даному випадку знання літака про наміри інших учасників повітряного руху) та здатність синхронізувати свої дії для уникнення конфліктних ситуацій [1].

В програмі MFF було досліджено чотири інноваційних оперативних застосування [6]:

- Вільний маршрут;
- Відстань ASAS;
- ASAS розподіл;
- ASAS самостійне відокремлення (Free Flight).

Дослідний проект ASAS проводився Євроконтролем з вересня 1999 р. до грудня 2004 р. з метою перевірки функціонування додатків ASAS в рамках Стратегії ATM 2000+.

Головними досягненнями цієї програми можна вважати [7]:

- створення групи ASAS, учасники якої спілкуються однією мовою, що дає змогу обговорювати питання та приймати спільні рішення. Ця тематична мережа включає експлуатантів повітряних суден, авіаційну та радіоелектронну промисловості, органи обслуговування повітряного руху, професійні асоціації пілотів і диспетчерів.

- визначення необхідних бортових додатків ASAS (ситуаційної поінформованості про рух, відстані, розподілу, самостійного відокремлення), враховуючи людський, операційний, концептуальний чинники, бортові системи, доступні технології, введення користувачів;

– згрупування додатків ASAS, включаючи наземне спостереження, в «Пакет I».

В проекті ASAS використано мережецентричний принцип формування групи за інтересами та створення спільної поінформованості на основі індивідуальних знань окремих учасників. Так, у межах ASAS визначено три рівні співпраці організацій [1; 7]:

1. Обмін інформацією (в рамках тематичної мережі);

2. Взаємодія (використання результатів роботи, проведеної іншими учасниками для уникнення дублювання та підвищення ефективності);

3. Співпраця (робота над одним проектом).

Основною метою проекту Європейської комісії ASSTAR є вивчення можливостей та переваг передачі відповідальності за забезпечення ешелонування льотного екіпажу під час обльоту перешкод як частини «ASAS Пакету II» з використанням ADS-B (Automated Dependent Surveillance - Broadcast) для підтримки нових польотів у повітряному просторі за відсутності радіолокаторів.

Пріоритетним завданням ASSTAR є збереження цілісності даних, що забезпечується програмним забезпеченням, та організація надійної безперервної передачі інформації в ADS-B каналах.

Згідно ASSTAR цифрові лінії передачі даних є основою для всіх майбутніх авіаційних концепцій [8].

Висновки

Мережецентричні технології посідають важливе місце в сучасних авіаційних концепціях. Оскільки міжнародною авіаційною спільнотою взято курс на створення глобальної скоординованої системи CNS/ATM та впровадження ідей Free Flight, актуальним лишається питання оптимальної організації повітряного руху в умовах розподіленого управління в реальному масштабі часу.

Інша проблема полягає в тому, що використання мережецентричного принципу потребує наявності на кожному літаку необхідних засобів, які б задовольняли вимоги з приводу надання інформації екіпажу про навколишню ситуацію в повному обсязі тоді і там, де це потрібно.

Крім того, для формування єдиної авіаційної інформаційної мережі потрібна повна кооперація всіх учасників повітряного руху.

Список літератури

1. Net-Centric Environment Joint Functional Concept. Version 1.0. – USA, Department of Defense, 2005. – 75 p. – Режим доступу: http://www.dtic.mil/futurejointwarfare/concepts/netcentric_jfc.pdf.

2. *Green S., Ballin M., David Wing D.* Distributed Air Ground Traffic Management (DAG-TM). Industry Workshop. – NASA. May 22, 2000. – 59 p.

3. *Todd J. Callantine, Thomas Prevot, Vernol Battiste, Walter W. Johnson.* Agent-based support for Distributed Air/Ground Traffic Management simulation research. – American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2003. – 11 p. – Режим доступу: http://pdars.arc.nasa.gov/publications/Ca2003-AgntsSuprtngDAG.pdf

4. *Павлова С.В., Євтушенко О.М.* Мережеві технології систем CNS/ATM / Вісник НАУ. – 2012. – № 4 (53). – С. 41–46.

5. *G. Cuevas, I. Echegoyen et al*. iFly Deliverable D1.3, Autonomous Aircraft Advanced (A^3) ConOps. January 2010. Режим доступу: http://ifly.nlr.nl

6. Transport Research and Innovation Portal. CNS/ATM Integrated Programme "Mediterranean Free Flight". 2000. Режим доступу: http://www.transport-research.info/web/projects/project_details.cfm?ID=15566

7. CARE-ASAS/EUROCONTROL/99-001 - Version 5.1 – November 29, 2004. – Режим доступу: http://www.eurocontrol.int/care-asas/public/subsite_homepage/home page.html

8. ASSTAR. 2008. Режим доступу: http://www.asstar.org/

UDC 621.396:621.396.933:629.783:621.396.946

V.P. Kharchenko, A.M. Grekhov, J.V. Kostyns'ka
(National aviation university, Ukraine, Kyiv)

MIMO SYSTEM FOR ADS-B MESSAGES SATELLITE TRANSMISSION

В тезах проаналізовано дослідження методу MIMO, його застосування (а саме, в схемі "борт-супутник-Земля"), а також переваги щодо інших технологій пригнічення шуму. Передставлено графіки залежності "M - BER", що доводять дієвість методу щодо покращення якості сигналу.

During the communication through a wireless channel the transmitted signals are attenuated and faded due to multipath in the channel, making it difficult for a receiver to determine these signals. Multiple-Input-Multiple-Output (MIMO) systems utilize antenna diversity to obtain the improvement of receiver sensitivity, and hence to overcome fading. This is done owing to the advantages of multipath propagation characteristics, which are taken by diversity techniques.

MIMO systems have Multi-Element-Antenna (MEA) arrays at both transmit and receive sides. High data rates are achieved when implementing such structures without increasing neither the bandwidth nor the total transmission power. Additionally, the use of multiple antennas at both transmitter and receiver provides a diversity advantage, that means a significant increase in capacity, i.e. improvement in a Signal-Noise Ratio (SNR) and hence in a Bit Error Rate (BER) at the receiver.

The concept of spatial multiplexing using MIMO was proposed in 1993 and consists in "wireless broadcast communications" applications with splitting a high-rate signal "into several low-rate signals". The multi-user MIMO concept of Space-Division Multiple Access (SDMA) was proposed in 1996 and contained "an array of receiving antennas at the base station" and "plurality of remote users".

The main advantages of MIMO channels over traditional Single-Input-Single-Output (SISO) channels are the array gain, the diversity gain, and the multiplexing gain. Array gain is the improvement in Signal to Interference-plus-Noise Ratio (SINR) obtained by coherently combining the signals on multiple transmit or multiple receive dimensions and is easily characterized as a shift of the BER curve due to the gain in SINR.

Diversity gain is the improvement in link reliability obtained by receiving replicas of the information signal through independently fading links, branches, or dimensions. It is characterized by an steepen slope of the BER curve in the low BER region.

The three major forms of diversity exploited in wireless communication systems are temporal, frequency, and spatial diversity. Transmit diversity is more difficult to exploit than receive diversity since special modulation and coding schemes are required, i.e. space-time coding, whereas receive diversity simply needs the multiple receive dimensions to fade independently without requiring any specific modulation or coding scheme.

Spatial multiplexing techniques make the receivers very complex, and therefore they are typically combined with Orthogonal frequency-division multiplexing (OFDM) or with Orthogonal Frequency Division Multiple Access (OFDMA) modulation, where the problems created by a multi-path channel are handled efficiently. The IEEE 802.16e standard incorporates MIMO-OFDMA. The IEEE 802.11n standard, released in October 2009, recommends MIMO-OFDM.

MIMO is also planned to be used in Mobile radio telephone standards such as recent 3GPP and 3GPP2.

MIMO technology can be used in non-wireless communications systems. One example is the home networking standard ITU-T G.9963, which defines a powerline communications system that uses MIMO techniques to transmit multiple signals over multiple AC wires (phase, neutral and ground).

This principle is applicable in any satellite systems, as it helps to obtain the improvement of receiver sensitivity, and hence to overcome fading. As fading is a very serious problem in satellite systems (due to different types of noises) MIMO will be a great technology to overcome this issue. This principle can be realized by setting the antennas according to scheme "board-satellite-Earth" in 2×1, 3×4, etc way.

The aim of this investigation is to create model for ADS-B messages transmission from a satellite to aircraft (Fig. 1) using MATLAB Simulink software with Orthogonal Space-Time Block Code (OSTBC) and to obtain dependencies of a BER on a type of modulation scheme for MIMO system.

Different modulation schemes were analyzed (BPSK, QPSK, 8PSK, 16QAM, 64QAM).

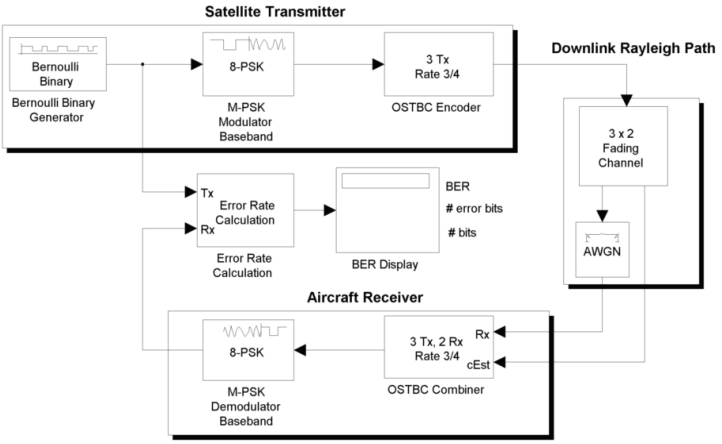


Fig. 1. Model of MIMO link "Satellate–Aircraft" for ADS-B messages transmission

The model consists of Bernoulli Binary Generator, MPSK Modulator Baseband, OSTBC Encoder, 3×2 Fading Channel, AWGN channel, OSTBC

Combiner, MPSK Demodulator Baseband, Error Rate Calculation block and BER Display.

The Bernoulli Binary Generator block generates random binary numbers using a Bernoulli distribution. The Bernoulli distribution with parameter p produces zero with probability p and one with probability 1-p. The Bernoulli distribution has mean value 1-p and variance p(1-p). The Probability of a zero parameter specifies p, and can be any real number between zero and one. The output signal can be a frame-based matrix, a sample-based row or column vector, or a sample-based one-dimensional array.

The MPSK Modulator Baseband block modulates using the M-array phase shift keying method. The output is a baseband representation of the modulated signal. The MPSK Modulator Baseband block provides the capability to visualize a signal constellation from the block mask. This Constellation Visualization feature allows you to visualize a signal constellation for specific block parameters. The output data type can be set to double, single, Fixed-point, User-defined, or Inherit via back propagation.

The OSTBC Encoder block encodes an input symbol sequence using orthogonal space-time block code (OSTBC). The block maps the input symbols block-wise and concatenates the output codeword matrices in the time domain. The block supports time and spatial domains for OSTBC transmission. It also supports an optional dimension, over which the encoding calculation is independent. This dimension can be thought of as the frequency domain. The following illustration indicates the supported dimensions for the inputs and output of the OSTBC Encoder block.

The AWGN Channel block adds white Gaussian noise to a real or complex input signal. If the input signal is real, this block adds real Gaussian noise and produces a real output signal. If it is complex, this block adds complex Gaussian noise and produces a complex output signal. This block inherits its sample time from the input signal. This block accepts a scalar-valued, vector, or matrix input signal with a data type of type single or double. The output signal inherits port data types from the signals that drive the block. Changing the symbol period in the AWGN Channel block affects the variance of the noise added per sample, which also causes a change in the final error rate. In both Variance from mask mode and Variance from port mode, these rules describe how the block interprets the variance:

OSTBC Combiner block combines the input signal (from all of the receive antennas) and the channel estimate signal to extract the soft information of the symbols encoded by an OSTBC. The input channel estimate may not be constant during each codeword block transmission and the combining algorithm uses only the estimate for the first symbol period per codeword block.

A symbol demodulator or decoder would follow the Combiner block in a MIMO communications system. The MPSK Demodulator Baseband block demodulates a signal that was modulated using the M-ary phase shift keying method. The input is a baseband representation of the modulated signal. This block accepts a scalar or column vector input signal. The input signal must be be a discrete-time complex signal. The block maps the points $\exp(j\theta)$ and $-\exp(j\theta)$ to 0 and 1, respectively, where θ is the Phase offset parameter.

The Error Rate Calculation block compares input data from a transmitter with input data from a receiver. It calculates the error rate as a running statistic, by dividing the total number of unequal pairs of data elements by the total number of input data elements from one source. The Tx and Rx input ports accept scalar or column vector signals. For information about the data types each block port supports, see the Supported Data Types table on this page. If Tx is a scalar and Rx is a vector, or vice-versa, then the block compares the scalar with each element of the vector. A BER Display shows the value of input. The amount of data that appears and the time steps at which the data appears depend on the Decimation block parameter and the SampleTime property: the Decimation parameter enables you to display data at every nth sample, where n is the decimation factor. The default decimation, 1, displays data at every time step.

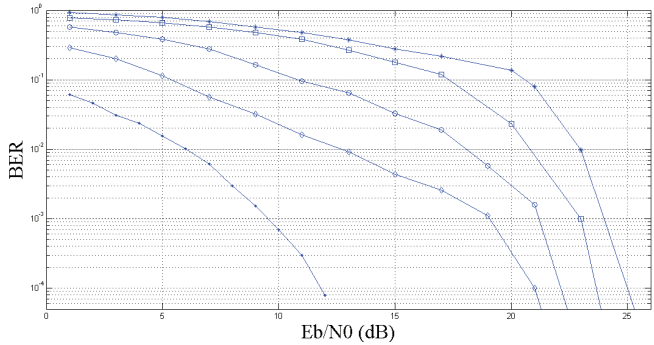


Fig. 2 Dependence of a BER on E_b/N_0 for different modulation schemes (crosses – M=2, diamonds – M=4, circles– M=8, squares– M=16, stars – M=64)

Conclusions. From Fig. 2 follows that a BER is lower for lower meanings of M and from this point of view the best modulation scheme for transmitting ADS-B messages from a satellite to aircraft is BPSK modulation.

Obtained results for MIMO "Satellite-Aircraft" system show improvement of BER characteristics during decreasing of M, what means the improvement of system's noise resistance. This method can be used in different communication technologies and systems, mainly in satellite systems. Mitigating the signal fading this method improves the quality of transmitted signal (for, example, in board-satellite-Earth scheme), which makes it applicable in this, most perspective nowadays, communication system.

УДК 656.7.052

В.И. Чепиженко, к.т.н., С.В. Павлова, д.т.н.
(Национальный авиационный университет)

СИНЕРГИЯ ПИЛОТИРУЕМЫХ И БЕСПИЛОТНЫХ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ В ЕДИНОМ АЭРОНАВИГАЦИОННОМ ПРОСТРАНСТВЕ

Предложен синергетический подход к организации автономных свободных полетов пилотируемых и беспилотных воздушных судов в современном аэронавигационном пространстве. Рассмотрены условия реализации свойств автономности деятельности экипажей воздушных судов при разрешении конфликтов с другими воздушными судами

Идея использования самоорганизационного подхода для решения конфликтных задач при управлении воздушным движением в аэронавигационной среде (АНС) впервые была предложена M.Eby [1]. Известен также синергетический подход А. Колесникова для синтеза законов управления нелинейными динамическими объектами [2]. В термодинамике основатели синергетического подхода Г. Хакен [3] и И. Пригожин [4]

Анализ существующих синергетических подходов показывает, что достижение эффекта самоорганизации в АНС должно основываться на характеристиках энергетического взаимодействия ее элементов.

Характерным примером реализации принципа самоорганизации в природе есть сама материя. Рассмотрим более подробно модель "броуновского движения" молекул газа как прототип реализации концепции "Free Flight". Молекулы газа, находясь в состоянии теплового хаотичного движения, непрерывно сталкиваются одна из одной. Однако, в молекулярной физике под столкновением молекул понимается процесс взаимодействия между молекулами на определенном расстоянии, в результате которого они изменяют направление своего движения и модуль скорости [5].

Аналогичным образом взаимодействуют молекулы в веществах, которые находятся в других агрегатных состояниях (твердых, жидких). Взаимодействие молекул определяется межмолекулярными силами притяжения и отталкивания. Важно, что эти силы действуют одновременно. Общий характер зависимости сил взаимодействия от расстояния для различных молекул качественно одинаков: сила притяжения молекул друг к другу преобладает на больших расстояниях между ними, а силы отталкивания действуют на малых расстояниях. На критическом расстоянии $r = r_{cr}$ результирующая сила равна нулю, т.е. силы притяжения и отталкивания уравновешивают друг друга. Это расстояние r_{cr} соответствует равновесному расстоянию между молекулами, на котором они находились бы при отсутствии теплового движения. Параметр r_{cr} является характерным для структурного построения элементов микромира, так как на данном расстоянии энергия их взаимодействия достигает минимума. Кривая потенциальной энергии $E(r)$ носит название "потенциальной ямы" [6]. Таким образом,

важным для нас проявлением синергетических свойств элементов микромира является их структурная устойчивость за счет минимизации энергии взаимодействия молекул на расстоянии r_{cr} [7]:

$$\min E = \min(E(W) + E(F)) = \min\left(-\frac{a}{r^m} + \frac{b}{r^n}\right),$$

где a, b - коэффициенты модели; m, n - натуральные числа.

Для обеспечения равновесного состояния элементов микромира должно выполняться основное условие $m>n$. Это условие определяет синергетическое агрегатное состояние физических микросистем.

Рассмотренное выше свойство самоорганизации микромира целесообразно использовать для обеспечения синергетических свойств участников воздушного движения в аэронавигационной среде.

Выберем ограниченную область аэронавигационного пространства, которая включает целеустремленно движущиеся динамические объекты (пилотируемые и беспилотные летательные аппараты), их целевые позиции, а также жесткие, гибкие, статические и динамические ограничения, присутствующие в данном пространстве. Эту совокупность объектов будем рассматривать как систему, каждый элемент которой предназначен для решения общей системной задачи обеспечения свободного автономного полета воздушных судов при условии обеспечения безопасности и выгоды.

Движение ВС в общем случае можно представить системой кинематических уравнений:

$$\frac{dx_{1i}}{dt} = f\left(x_{1i}(t), u_{1i}(t), \xi_{1i}(t)\right); \quad \frac{dx_{2i}}{dt} = f\left(x_{2i}(t), u_{2i}(t), \xi_{2i}(t)\right); \qquad (1)$$

$$\{u_{1i}, u_{2i}\} :\Leftrightarrow \{\Psi_i, V_i\};\ 0 \le \Psi_i \le 2\pi;\ 0 \le V_i \le V_{i\,max};\ \frac{d\Psi_i}{dt} \le \max\left(\frac{d\Psi_i}{dt}\right),$$

где x_{1i}, x_{2i} - координаты i-го ВС; u_{1i}, u_{2i} - искомое бесконфликтное управление движением ВС, которое бы гарантировано обеспечило безопасность и достижение ВС целевого пункта назначения; V_i - вектор путевой скорости i-го ВС; $V_{i\,max}$ - максимальное допустимое эксплуатационное значение скорости i-го ВС; Ψ_i - угловое положение вектору V_i; $\max\left(\frac{d\Psi_i}{dt}\right)$ - максимально допустимое значение угловой скорости движения вектора V_i; ξ_{1i}, ξ_{2i} - возмущения, действующие на i-е ВС (по координатам x_{1i} и x_{2i} соответственно).

Параметрами управления в кинематической модели движения ВС (1) являются величина (модуль) вектора скорости и угол его ориентации (путевой угол). При реализации режима свободного полета угловое положение вектора скорости в модели (1) определяется как сумма:

$$\Psi_i = \Psi_{i\,\mathrm{g}} + \Delta\Psi_{i\ \mathrm{nc}}, \qquad (2)$$

где $\Psi_{i\,\mathrm{g}}$ – путевой угол, характеризующий направление вектора скорости на целевой пункт полета (аэродром, пункт маршрута и т.д.)

$\Delta\Psi_{i\ \mathrm{nc}}$ – приращение путевого угла, обеспечивающее бесконфликтное движение ВС между собой, а также обход препятствий и ограничений в аэронавигационном пространстве.

Формализуем эту систему в виде виртуальной гравитационной модели. Каждый объект АНС (ВС, целевые позиции, препятствия, запретные зоны) представим в модели в виде *i*-й материальной точки (или их совокупности), наделенной собственной массой m_i и гравитационными потенциалами притяжения U_i^+ и отталкивания U_i^-:

$$U_i^+ = \frac{Gm_i}{r_{ij}},\ U_i^- = -\frac{Gm_i}{r_{ij}}. \qquad (3)$$

где G - константа; r_{ij} - расстояние между *i*-й и *j*-й материальными точками.

Пренебрежем взаимным влиянием неподвижных точек. Не будем учитывать влияние на движение *i*-й материальной точки гравитационных сил точек целевых позиций *j*-х материальных точек.

В этом случае на каждую *i*-ю подвижную материальную точку будут действовать силы притяжения и отталкивания:

$$F_{ij} = \frac{Gm_i m_j}{r_{ij}^m} = U_i^+ \frac{m_j}{r_{ij}^{(m-1)}};\ W_{ij} = \frac{Gm_i m_j r_{\mathrm{cr}}}{r_{ij}^n} = U_i^- \frac{m_j r_{\mathrm{cr}}}{r_{ij}^{(n-1)}}. \qquad (4)$$

Особенностью сформированной гравитационной модели является то, что каждая ее точка характеризуется суммарным потенциалом искусственного силового гравитационного поля, а направление движения в этом поле материальных точек, соответствующих центру масс ВС в АНС, обусловлено действием на них сил притяжения и отталкивания от других материальных точек.

Для обеспечения целеустремленного и целедостигающего движения каждой *i*-й точки необходимо, чтоб на расстоянии $r_{ij} \ge r_{\mathrm{cr}}$ сила притяжения ее целевой позиции была большей, чем максимальная суммарная сила притяжения *N* остальных точек. Это устовие может быть задано как

$$m_{i\,g} > \max \sum_{j=1}^{N} \frac{m_i m_j r_{i\,g}^n}{r_{ij}^n},\ m_i \ne m_j,\ i \ne j. \qquad (5)$$

Условие (5) позволяет избежать недостатков силовых полей, таких как наличие в них локальных минимумов, «русел», «плато» и обеспечивают гарантированное разрешение целевых позиций.

Линии градиента синтезированного силового поля характеризуют

распределение энергии взаимодействия материальных точек. Направление градиента данного поля в каждый момент времени определяет бесконфликтные траектории движения каждой подвижной точки в этом поле.

Исходя из позиций классической физики, гравитационный потенциал - это скалярная функция, которая равняется отношению потенциальной энергии тела к массе данного тела.

Движение тела с массой в гравитационном поле определяется функцией Лагранжа, которая в инерциальной системе координат имеет вид

$$L = 0{,}5m\dot{\Psi}^2 + mU\,, \qquad (6)$$

где m - масса тела; Ψ - угол направления градиента гравитационного поля; U - потенциал гравитационного поля.

Подстановка (6) в уравнение Лагранжа $\frac{d}{dt}\frac{\partial L}{\partial \dot{\Psi}} - \frac{\partial L}{\partial \Psi} = 0$ дает синергетическое векторное управление всех ВС в виде $\ddot{\Psi} = -\text{grad}(U)$.

Выводы

Предложенный синергетический подход к созданию искусственных гравитационных полей позволяет обеспечить:

- решение проблемы «проклятия размерности» и устранение «эффектов домино» при разрешении поликонфликтов;
- автономность контуров управления ВС и минимизацию энергетических затрат на реализацию бесконфликтных траекторий;
- учет приоритетности ВС;
- безопасное движение различных классов динамических объектов, таких как пилотируемые и беспилотные летательные аппараты.

Список литературы

1. Eby M.S. A Self–Organizational Approach for Resolving Air Traffic Conflicts / M.S.Eby // The Lincoln Laboratory Journal. – 1994. – vol.7, №2. – P.239–254.

2. Современная прикладная теория управления: Синергетический подход в теории управления. Ч.II / [Под ред. А.А. Колесникова]. – Таганрог: Изд–во ТРТУ, 2000 – 559 с.

3. Хакен Г. Информация и самоорганизация: Макроскопический подход к сложным системам / Г.Хакен. – М.: Мир, 1991. – 240 с.

4. Пригожин И. Современная термодинамика. От тепловых двигателей до диссипативных структур / И.Пригожин, Д.Кондепури. – М.: Мир, 2002. – 464 с.

5. Савельев И.В. Курс общей физики, том I. Механика, колебания и волны, молекулярная физика/ И.В.Савельев. – М.: «Наука», 1970. – 517 с.

6. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: http://www.fizika.khstu.ru/files/posob/$file/molek.pdf.

7. Коулсон К. Межатомные силы – от Максвелла до Шрёдингера/ К.Коулсон // Успехи физических наук. Из истории физики. – 1963. –Т. LXXX1, вып. 3. – С.545–556.

УДК 656.7.086 (45)

Т.Ф. Шмельова, к.т.н., доц.
(Національний авіаційний університет, Україна, м. Київ)
Ю.В. Сікірда, к.т.н., доц. (Кіровоградська льотна академія
Національного авіаційного університету, Україна, м. Кіровоград)

СОЦІОНІЧНА ТА СОЦІОМЕТРИЧНА ДІАГНОСТИКА ОПЕРАТОРА АЕРОНАВІГАЦІЙНОЇ СИСТЕМИ

З позицій системного підходу визначено типи особистостей авіаційних фахівців та їх взаємодії в процесі виконання професійних задач в складі малої групи на прикладі диспетчерської зміни. Проведено кореляційний аналіз соціометричних та соціонічних показників, визначено тісноту зв'язків між рівнями взаємодії особистості оператора аеронавігаційної системи.

Важливу роль у процесі роботи екіпажу повітряного корабля і диспетчерської зміни відіграють як індивідуальні характеристики людини-оператора (Л-О), так і його сумісна діяльність в складі групи [1]. Особливості взаємодії в групах авіаційних фахівців найбільше проявляються в особливих випадках в польоті. Вид професійної діяльності впливає на психологічний та соціальний тип особистості. Не зважаючи на безліч методик для оцінювання та підвищення ефективності діяльності льотного складу, в Україні майже не використовують соціонічний підхід до комплектування льотних екіпажів, диспетчерських змін та інших колективів авіаційних фахівців.

Для формування ефективної команди на базі соціонічних моделей необхідне точне знання соціотипу її членів. За основу психодіагностичних обстежень у дослідженні брався метод тестування за допомогою тесту ММ-1, розробленого російськими вченими С.Д. Лейченком, О.В. Малишевським і М.Ф. Михайликом [1], за результатами досліджень яких професійні досягнення авіаційних фахівців залежать від соціонічних типів. Методика визначення соціонічної характеристики авіаційного фахівця за тестом ММ-1 передбачає:

1. Проведення тестування за допомогою тесту ММ-1.
2. Визначення соціонічних показників:

2.1. Розрахунок психологічної дихотомії (ПД) (ПД «екстраверсія-інтроверсія», ПД «логіка-етика», ПД «сенсорика-інтуїція», ПД «раціональність-ірраціональність») та визначення психічного типу Л-О (екстраверт, інтроверт, етик, логік, сенсорик, інтуїт, раціонал,

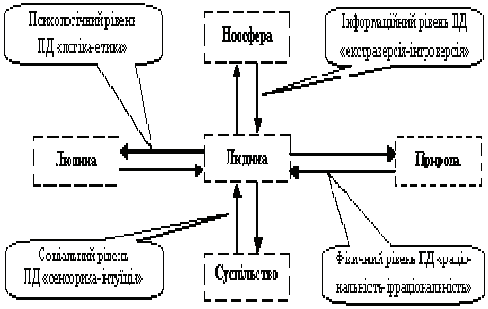


Рис. 1. Рівні функціонування людської особистості

ірраціонал) (табл. 1). Рівні функціонування людської особистості та відповідні ПД показано на рис. 1.

2.2. Розрахунок типу інформаційного метаболізму (ТІМ) та визначення соціонічного типу Л-О (табл. 1). Зміст характеристик соціонічних моделей Л-О з точки зору авіаційної соціоніки включає соціальну значущість типу, характерні властивості особистості, позитивні якості та прийнятні недоліки.

Таблиця1

Розрахунок ПД і ТІМ за тестом ММ-1

Блоки відповідей на тест ММ-1	Сума відповідей		ТІМ
	Ліва частина, ΣЛ	Права частина, ΣП	
1-й блок (10 питань) ПД «екстраверт - інтроверт»	Якщо ΣЛ>ΣП, *a*= ΣЛ – ΣП «екстраверт»	Якщо ΣЛ<ΣП *b* = ΣП – ΣЛ «інтроверт»	*A*
2-й блок (10 питань) ПД «логік - етик»	Якщо ΣЛ>ΣП *c* = ΣЛ – ΣП «логік»	Якщо ΣЛ<ΣП *d* = ΣП – ΣЛ «етик»	*B*
3-й блок (10 питань) ПД «сенсорик - інтуїт»	Якщо ΣЛ>ΣП *e* = ΣЛ – ΣП «сенсорик»	Якщо ΣЛ<ΣП *f* = ΣЛ<ΣП «інтуїт»	*C*
ПД «раціонал-ірраціонал»	Якщо α > β, то «раціонал», де α = |*d* - *c*|, β = |*e* – *f*|, маємо ВСА	Якщо α<β, то «ірраціонал», де α = |*d* - *c*|, β = |e – f|, маємо СВА	

2.3. Визначення виду професійної діяльності особистості за критерієм енерговитрат, тобто, здатності вирішувати професійні завдання і повністю реалізувати свій потенціал за соціодіагностикою В.В. Гуленка [2]. Розраховується коефіцієнт професійної діяльності Л-О k_{ij} ($0 \le k_{ij} \le 1$), який залежить від розташування ТІМ в квадрантах видів професійної діяльності: науково-дослідна діяльність, гуманітарно-мистецька діяльність, соціально-комунікативна діяльність, техніко-управлінська діяльність. Результат визначення соціонічної моделі особистості для ТІМ «Інтуїтивно-логічний екстраверт», визначення коефіцієнтів професійної діяльності за критерієм енерговитрат і ПД показано на рис. 2.

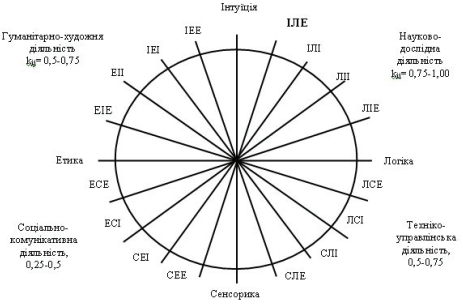


Рис.2 Визначення соціонічної моделі особистості

Російськими вченими М.Ф. Михайликом, О.В. Малишевським розроблена методика оцінки рівня підготовки членів екіпажа ПК за сукупністю психодіагностичних показників [1]. Досліджувався розподіл ТІМ серед людей різного полу і професій та вивчалось питання, який ТІМ більше підходить до операторської діяльності в авіатранспортній системі. За даними Санкт-Петербурзького державного університету цивільної авіації, у пілотів і диспетчерів мають місце переважно логіко-сенсорний та сенсорно-логічний ТІМ (88,1% і 87,0% відповідно), причому, більшість з них (60,2% і 60,3%) екстраверти [1]. Дані ТІМ відносяться до техніко-управлінського типу діяльності [2] і характеризуються здатністю доводити діло до кінця, здоровим глуздом, діловитістю, але в той же час низькими творчими здібностями і консерватизмом [1]. Проведені дослідження серед курсантів пілотів і диспетчерів Кіровоградської льотної академії Національного авіаційного університету підтвердили соціонічний портрет професії [3].

На основі опитувальника ММ-1 [1], авторами створено автоматизований модуль «Діагностика соціонічної моделі Л-О» для визначення соціонічних характеристик авіаційних фахівців [4], який використовується в складі інформаційно-аналітичного діагностичного комплексу для дослідження закономірностей діяльності людини-оператора аеронавігаційної системи.

На прикладі диспетчерської зміни з n-членами (n=10) за методикою Н.В. Бахаревої [5] були розраховані соціометричні індекси: соціометричний статус (СС), очікувана емоційна експансивність (ОЕЕ), емоційна експансивність (ЕЕ) та очікуваний соціометрічний статус (ОСС), визначені рівні сумісності членів групи α_{ij}, i=1,n; j=1,m [3].

Проведено кореляційний аналіз і визначено тісноту зв'язку між груповими соціометричними індексами та індивідуальними індексами, що визначають соціотипи особистості (табл. 2).

Таблиця 2

Кореляційний аналіз рівнів функціонування людини-оператора

№ з/п	Рівень взаємодії	Тип особистості	Коефіцієнт кореляції, R_{CC}	Коефіцієнт кореляції, R_{EE}
1	Інформаційний	Екстраверт	0,73	0,46
		Інтроверт	-0,73	-0,46
2	Психологічний	Етик	0,57	0,07
		Логік	-0,57	-0,08
3	Соціальний	Сенсорик	0,47	0,35
		Інтуїт	-0,47	-0,35
4	Фізичний	Раціонал	0,07	-0,31
		Ірраціонал	-0,27	0,24

Кореляційний аналіз соціометрічних та соціонічних показників Л-О показав, що соціометричний індекс СС, який є числовим вираженням відношення групи до особистості, тісно взаємопов'язаний з інформаційним рівнем взаємодії між членами групи, що свідчить про високий рівень інформаційного обміну між членами групи, обумовлений відповідними

професійними обов'язками ($R_{CCінф}$ = 0,73), і аналогічно, соціометричний індекс ЕЕ, що свідчить про відношення особистості до групи, також корелює з інформаційним рівнем взаємодії ($R_{EEінф}$ = 0,46). В свою чергу, зі сторони групи на психологічному рівні спостерігається високий рівень взаємодії ($R_{CCпсих}$ = 0,57), а з боку особистості кореляція майже відсутня ($R_{EEпсих}$ = 0,07). На соціальному рівні група має декілька сильніший вплив на особистість ($R_{CCсоц}$ = 0,47), ніж особистість на групу ($R_{EEсоц}$ = 0,35). Взаємозв'язок між фізичним рівнем взаємодії, пов'язаним з асиметрією півкуль головного мозку і типом нервової системи людини, та груповою діяльністю людини майже відсутній ($R_{CCфіз}$ = 0,07; $R_{EEфіз}$ = -0,31).

Висновки

1. Наведено методику визначення соціонічних характеристик оператора аеронавігаційної системи, яка включає розрахунок психологічної дихотомії, визначення соціонічного типу Л-О та виду професійної діяльності особистості. Представлено результат визначення соціонічної моделі особистості для типу інформаційного метаболізму «Інтуїтивно-логічний екстраверт».

2. З позицій системного підходу визначено типи особистостей авіаційних фахівців та їх взаємодії в процесі виконання професійних задач в складі малої групи на прикладі диспетчерської зміни.

3. Розроблено автоматизований модуль для визначення соціонічних моделей авіаційних фахівців, який використовується в складі інформаційно-аналітичного діагностичного комплексу для дослідження закономірностей діяльності людини-оператора аеронавігаційної системи.

4. Проведено кореляційний аналіз соціометричних та соціонічних показників, визначено тісноту зв'язків між рівнями взаємодії особистості авіаційного фахівця. Виявлено істотний вплив групи на особистість на інформаційному, психологічному та соціальному рівнях, що надає можливість підсилити позитивні якості та зменшити недоліки індивідуальних соціонічних характеристик людини-оператора у складі групи.

Список літератури

1. *Лейченко С. Д.* Человеческий фактор в авиации : монография / С. Д. Лейченко, А. В. Малышевский, Н. Ф. Михайлик. – Кировоград : ИМЕКС, 2006. – 512 с.
2. *Гуленко В. В.* Почерк личности в социуме. Социодиагностика через наблюдение / В. В. Гуленко // Соционика, ментология и психология личности. – № 3. – 1997. – С. 6–10.
3. *Харченко В. П.* Застосування методів соціоніки для комплектування груп фахівців аеронавігаційних систем / В. П. Харченко, Т. Ф. Шмельова, Ю. В. Сікірда, А. В. Землянський // Вісник Національного авіаційного університету. – 2012. – № 1. – С. 14–21.
4. *А.с.* Комп'ютерна програма «Діагностика соціонічної моделі людини-оператора»: свідоцтво про реєстрацію авторського права на твір № 42340 від 20.02.2012 р. / В. П. Харченко, Т. Ф. Шмельова, Ю. В. Сікірда, А. В. Землянський.
5. *Бахарева Н. В.* Шкала приемлемости как метод изучения взаимоотношений / Н. В. Бахарева // Человек и общество. – Вып. 7. – Л. : ЛГУ, 1970. – С. 98–102.

UDC 656.7.05;351.814.2 (043.2)

V.P. Kharchenko, Dr. Sc., professor,
Yu.V. Chynchenko, Cand. Sc., associate professor
(National aviation university, Ukraine, Kyiv)

PRINCIPLES OF EUROCONTROL AIR NAVIGATION SYSTEM SAFETY ASSESSMENT METHODOLOGY

The abstract deals with the analysis of the researches conducted in field of the air navigation system safety assessment methodology. Principles of safety assessment methodology and its practical aspects have been reviewed. General recommendations applicable for Ukrainian aeronautical system have been proposed.

Introduction

The EATMP Safety Assessment Methodology (SAM) has been developed by the EATMP Safety Assessment Methodology Task Force (SAMTF) in order to reflect best practices for safety assessment of Air Navigation Systems and to provide practical guidance for their application [1]. The SAM methodology describes the underlying principles of the safety assessment process and leaves the details of applying these principles to be defined for each specific project. SAM methodology does not address organisational and management aspects related to safety assessment. Acceptability of those changes should be assessed as part of the implementation of an organisation Safety Management System.

General principles of Safety Assessment Methodology

The safety assessment methodology applies to Air Navigation Systems considering the three types of system elements: people, equipment and procedures and their interactions in a specific environment of operation.

SAM methodology consists of three major steps (Fig. 1) [1]:

- Functional Hazard Assessment (FHA);
- Preliminary System Safety Assessment (PSSA);
- System Safety Assessment (SSA).

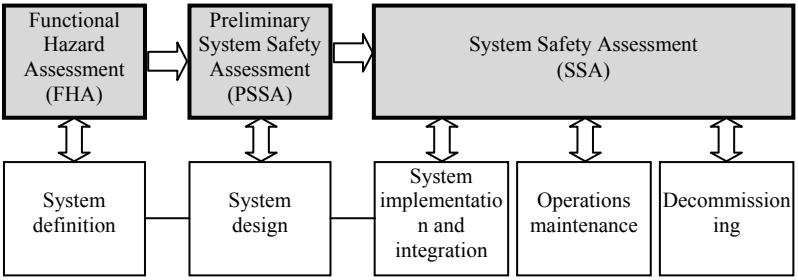


Fig. 1. Safety Assessment Methodology phases

The ANS Safety Assessment Methodology should potentially support the demonstration that safety is being managed within safety levels meeting as a minimum those approved by the designated authority ("tolerable" risk). However, SAM aims at supporting Air Navigation Service providers to achieve an acceptable level of risk.

Functional hazard assessment

Functional Hazard Assessment is a top-down iterative process, initiated at the beginning of the development or modification of an Air Navigation System [1]. The objective of the FHA process is to determine: how safe does the system need to be.

The process identifies potential failures modes and hazards. It assesses the consequences of their occurrences on the safety of operations, including aircraft operations, within a specified operational environment. The FHA process specifies overall Safety Objectives of the system, i.e. specifies the safety level to be achieved by the system.

FHA is conducted during the System Definition phase of the system life cycle. FHA is performed before the functions have been allocated to equipment, procedures or people elements: it considers what the proposed system will do, rather than how these elements should implement the functions.

The structure adopted for the description of the FHA process is illustrated in Figure 2 [1].

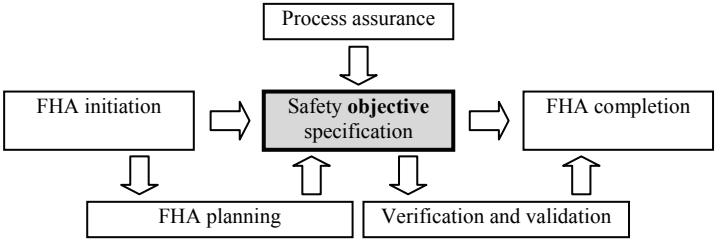


Fig. 2. The FHA process

FHA is an iterative process, which should be reviewed, revised and refined to cover lower level functions as the allocation of function is decided and the system design evolves.

Preliminary system safety assessment

Preliminary System Safety Assessment is a mainly top-down iterative process, initiated at the beginning of a new design or modification to an existing design of an Air Navigation System [1]. The objective of performing a PSSA is to demonstrate whether the assessed system architecture can reasonably be expected to achieve the Safety Objectives specified in the FHA.

The PSSA process apportions Safety Objectives into Safety Requirements allocated to the system elements, i.e. specifies the risk level to be achieved by the system elements. PSSA also identifies an Assurance Level per system element.

The system architecture can only achieve the Safety Objectives established during the FHA, provided the architecture elements meet their Safety Requirements (Fig. 3).

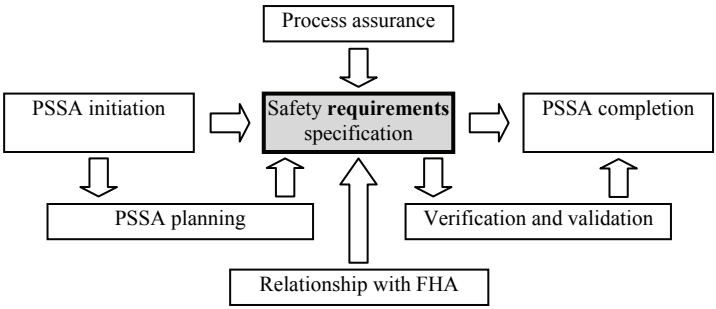


Fig. 3. The PSSA process

PSSA is therefore an iterative process, which should be reviewed, revised and refined as the derivation of safety requirements and the system design evolve. It may show that meeting Safety Objectives as identified by FHA cannot be achieved and consequently lead to a re-iteration of the FHA.

System safety assessment

System Safety Assessment is a process initiated at the beginning of the implementation of an Air Navigation System [1]. The objective of performing a SSA is to demonstrate that the system as implemented achieves an acceptable risk and consequently satisfies its Safety Objectives specified in the FHA and the system elements meet their Safety Requirements specified in the PSSA.

The SSA process collects evidences and provides assurance from implementation till decommissioning that the system achieves an acceptable (or at least a tolerable) risk and consequently satisfies its Safety Objectives and that the system elements meet their Safety Requirements and their Assurance Level (Fig. 4).

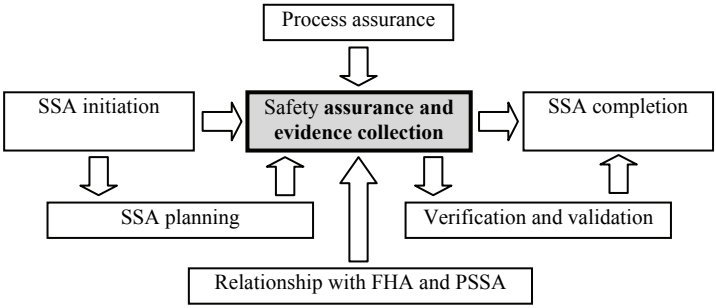


Fig. 4. The SSA process

SSA is an iterative process, which should be reviewed, revised and refined as the process of collecting safety assurance & evidences evolves. It provides guidance on how to identify the extent of the re-analysis required. It may even show that meeting Safety Objectives as specified by FHA and/or meeting Safety Requirements as specified by PSSA could not be achieved and consequently lead to a re-iteration of the FHA and /or PSSA.

Recommendations applicable to Ukrainian aeronautical system

Every new ATM system, the operation of which influences the safety of the ATM services provided, must be assessed in terms of safety.

Thus, the safety assessment must always be performed where the system relates directly to the ATM services provided. In other cases, the decision to assess safety rests with the person who is, according to the ICAO Doc 9859 "Safety Management Manual" [2], responsible in the given case for assessing safety.

Safety assessment must always be performed where [3]:

- the system change alters the system functionality from the user's point of view;
- the level of difficulty and method of technical operation and handling of the system are changed;
- the technology used by the system changes;
- the change generates a change in the related procedures.

Safety assessment is not to be performed in the following cases:

- the hardware is replaced by the same or similar hardware. The level of difficulty and method of technical operation are not affected;
- the system is physically relocated without the need to significantly change its interconnection with cooperating systems.
- the system parameters are changed that do not directly affect the safety of the ATM services provided. Changes in safety-net settings must be evaluated.

Conclusions

The ANS SAM provides guidelines on how to perform Air Navigation System Safety Assessment. SAM methodology does not address Air Navigation System "certification" issues. However, the application of the principles could prepare to and support a certification process of Air Navigation Systems. ANS SAM methodology provides Guidance Material on how to assess what is a "change", whether it deserves a safety assessment and what will be the extent of this safety assessment.

References

1. The Air Navigation System Safety Assessment Methodology. – Brussels: Eurocontrol, 2006. – 17 p.

2. DOC 9859. Safety management manual. – Montreal: ICAO, 2009. – 284 p.

3. Subject of safety Assessment. Methodical guide. – Czech Republic: ANS of Czech Republic, 2002. – 4 p.

УДК 629.7.067(043.2)

С.Т. Поліщук, кандидат технічних наук,
(Національний авіаційний університет, Україна, Київ)

ОЦІНЮВАННЯ КІБЕРНЕТИЧНОЇ ЗДАТНОСТІ ЛЮДИНИ-ОПЕРАТОРА

Запропоновано імовірнісній метод оцінювання кібернетичної здатності людини-оператора в реальному часі під час керування автоматизованою системою

У будь який автоматизованій системі у контурі керування присутня людина-оператор (ЛО), яка виступає ланцюгом оптимізації параметрів керування під час досягнення цільової функції. За останніми статистичними даними у 75% випадків помилки ЛО призводять до виникнення аварій та катастроф. Проблема обумовлена тим, що в інформаційному полі автоматизованої системи відсутня об'єктивна інформація про поточний стан кібернетичної здатності ЛО, тобто його спроможності в даний час оптимізувати параметри керування. Для вирішення даної проблеми пропонується імовірнісній підхід до прогнозування можливості виконання завдання ЛО.

Якщо за допомогою оператора R оцінити складність вхідного сигналу, складність перетворень, які виконує ЛО з вхідним сигналом через – Q, і точність виконання перетворень оператором λ, то діяльність ЛО можна достатньо повно характеризувати сукупністю чотирьох параметрів $\langle R, Q, \lambda, t \rangle$.

Оператор Q сукупності $\langle R, Q, \lambda, t \rangle$ з часом існування сукупності τ безпосередньо залежить від психофізичних характеристик ЛО. Потрібно врахувати, що за психофізіологічних особливостей, час існування квазістійкого функціонального стану ЛО і як слідство, час τ існування сукупності $\langle R, Q, \lambda \rangle$) носить випадковий характер.

Позначивши через $\bar{\tau}$ математичне сподівання, одержимо узагальнену робочу характеристику

$$\bar{\tau} = f(R, Q, \lambda), \tag{1}$$

яка є вичерпною для оцінювання кібернетичної здатності ЛО.

Одним з інтегральних показників ефективності роботи ЛО на рівні кібернетичної здатності є своєчасність виконання завдання за час $\tau \le t_l$, де t_l – плановий ліміт часу виконання завдання, перевищення якого розглядається як помилка.

Імовірність перевищення ліміту часу визначимо як

$$p_{\text{er}} = p\{\tau \le t_l\} = \int_0^{t_l} f(\tau) d\tau, \tag{2}$$

де $f(\tau)$ – функція імовірності розподілу часу вирішення завдання людиною-оператором.

Час t_l – може бути як постійною, так і випадковою величиною. У першому випадку імовірність перевищення ліміту часу визначається рівнянням (2). У другому випадку визначення цієї величини набагато складніше. Завдання спрощується, якщо τ і t_l мають нормальний закон розподілу із математичним сподіванням та середньоквадратичним відхиленням $\bar{\tau}$, σ_τ і t_l, σ_l відповідно з рис.1.

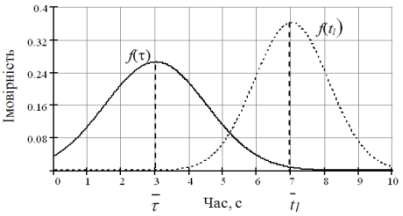
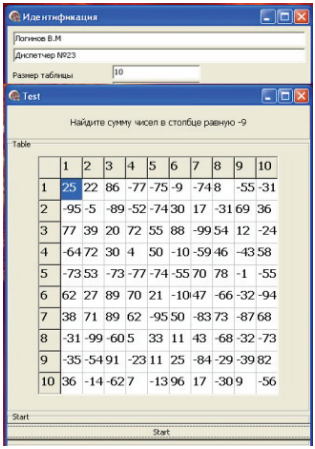


Рис. 1. Щільність ймовірності розподілу:
$f(\tau)$ – часу вирішення завдання ЛО;
$f(t_l)$ – ліміту часу виконання завдання

Оскільки параметри t_l і τ є незалежні, то ліміт часу $\Delta t = t_l - \tau$ також розподілено за нормальним законом із параметрами $\Delta\bar{t} = \bar{t_l} - \bar{\tau}$, $\sigma_\Delta = \sqrt{\sigma_t^2 + \sigma_\tau^2}$.

Для оцінювання кібернетичної здатності ЛО розроблено програму яка дозволяє набрати статистичні данні з метою визначення закону розподілу часу для завдань різної складності (Рис.2).




```
Start time:28.10.2011 7:14:39
Логінов В.М.
Диспетчер №23
Клас складності завдання:3
Диапазон:100
Количество итераций:1
------Data section:------
5       19,55
7       17
2       6,6
3       12,4
1       4,55
4       10,7
6       10,25
---------
Finish time:28.10.2011 7:16:57
Total time: 81,05 sec
End
```

Рис.2. Результат оцінювання арифметико-логічної здатності оператора

У результаті оброблення статистичної інформації було визначено закон розподілу часу при виконанні ЛО арифметико-логічних операцій та розраховані параметри розподілу (Рис.3).

Крім часу обробки інформації (арифметико-логічних операцій), ЛО має також затримки часу під час сприйняття інформації від індикаторних панелей, джерел звукового попередження та аферентних реакцій (керувальні дії руками, ногами, голосові команди).

За аналогічною методикою можна отримати розподіли часу еферентних та аферентних реакцій ЛО, але вже в умовах тренажерів, в яких органи керування системою наближені до реального об'єкту.

Розрахував параметри трьох розподілів: сприйняття інформації, її обробки та надання керуючих впливів можна одержати узагальнену функцію $f(t)$ для рівняння (2).

Доповнивши реальний об'єкт керування датчиками контролю часу виконання характерних операцій, можна оцінювати імовірність виконання завдання ЛО та надавати попереджувальні сигнали як самому оператору, так і зовнішньому контролюючому органу (наприклад керівнику польотів)

Використовуючи даний метод, розроблено імітаційна модель оцінювання кібернетичної здатності ЛО. Інтерфейс моделі та приклад результату моделювання показано на рис.3.

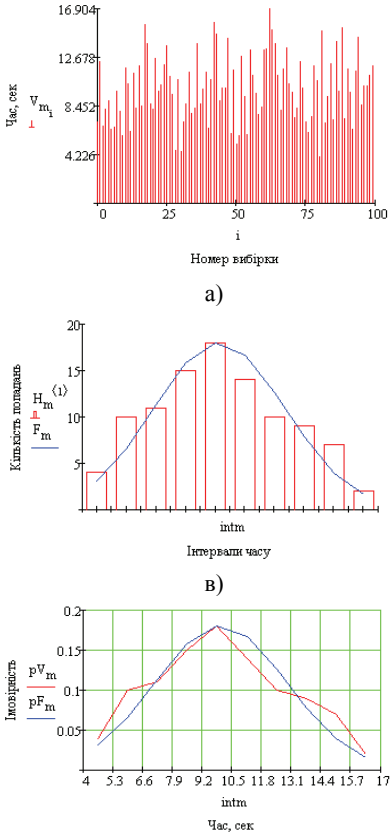
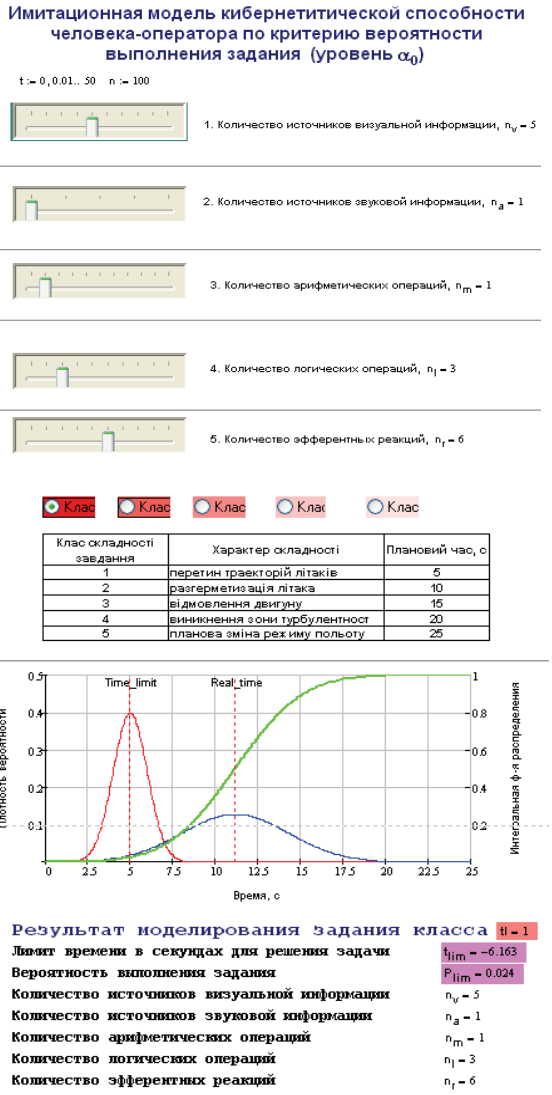


Рис.3. Графічна інтерпретація статистичної оброки інформації:
а) час вирішення завдання ЛО;
в) гістограма розподілу часу;
с) інтерполяція функції щільності імовірності.

Висновки

Запропонований метод оцінювання кібернетичної здатності ЛО у реальному часі дозволяє сформувати статистичну модель ЛО за видами її діяльності, яка може інтегруватися у реальну автоматизовану систему керування і попереджувати можливість виникнення похибок у керуванні.

Подальший розвиток методу може бути доповнений модулем оцінювання фізіологічного стану ЛО, який у реальному часі оцінює фізіологічні параметри ЛО в залежності від стану дестабілізувальних чинників зовнішнього середовища і корегує значення функції розподілу часу в рівнянні (2).



УДК 656.7.052

В.І. Чепіженко, к.т.н.,
М.М. Богуненко,
(Національний авіаційний університет, Київ, Україна)

ПРОБЛЕМИ УПРАВЛІННЯ ПОВІТРЯНИМ РУХОМ У ТЕРМІНАЛЬНІЙ ЗОНІ ПРИ «ВІЛЬНИХ ПОЛЬОТАХ»

Розглянуто можливості управління «вільними польотами», дослідження , які проводяться у світі, особливості концепції розподіленого управління і вимоги до системи управління повітряним рухом та розвитку бортового обладнання для забезпечення данної концепції, рішення поліконфліктів у районі аернодрому.

Постійне зростання кількості авіаційних перевезень та ціни на паливо і затрат на обслуговування повітряного руху вимагають вирішувати питання ефективності польотів. Новітні ініціативи ІСАО та Євроконтроля щодовадження концепції «Вільного польоту» («Free Flight») , «Єдиного неба» (One sky), «Єдиного Європейського повітряного простору» (Single European Sky -SES) та науково-дослідницька програма Єврокомісії (EASA) по управлінню в єдиному Європейському повітряному просторі (Single European Sky ATM Research Programme - SESAR) були покликані на вирішення сучасних проблем УПР.

Сьогодні повітряний рух стає дедалі більш глобалізованим. Не можливо уявити сучасну навігаційну систему без використання глобальної навігаційної системи GNSS, систем взаємного обміну інформацією між літаками ADS-B, систем оцінки і контролю за безпекою польотів TCAS. Наземна складова навігаційної системи сьогодні обладнана достатньо ефективними системами спостереження, системами контролю за безпекою польоту, цифровими системами передачі інформації, автоматизованими системами управління, системами планування повітряних потоків, які допомагають приймати правильні рішення при управлінні польотами. Сучасна авіоніка літака надає пілоту широкий спектр даних, необхідних для керування судном, інформацію про повітряну обстановку в районі польотів. Екіпаж значну частину польоту виконує функції внесення змін у програму польоту (вибір параметрів) та контролю за роботою автопілота. Можливості спостереження, конторолю та управління й вимоги часу привели до нової оперативної парадигми - "Вільний політ", де роль централізованого управління повітряним рухом знижується на користь розподіленого (міжбортового) управління.

Можна найти ряд публікацій в Інтернеті про міжнародні дослідження даної проблеми. Так з 1997 роду ведуть науково-дослідні центри НАСА Ленглі і Еймс та Національна аерокосмічна Лабораторія Нідерландів. Концепція розподілу управлінських функцій між «Бортом» та «Землею» по керуванню повіряним рухом отримала абрівеатуру DAG-TM (Distributed Air/Ground Traffic Management). При майбутніх операціях повітряного руху пропонується поширювати (розподіляти) інформацію, повноваження при прийнятті рішень і

відповідальності, між льотними екіпажами, провайдерами обслуговування повітряного руху та організаціями авіаційного оперативного управління.

Перший досвід виконання вільних польоті показав, що в глобальному просторі неможливо вирішувати складні питання поодинці (окремо). Ці питання повині розглядатися в рамках загальної системи управління повітряним рухом. Вирішення конфліту між парою літаків може привести до подальшого ускладнення повітряної ситуації та спровокувати виникнення ряду інших конфліктів, тобто рішення стає багаторівневим, а проблема - поліконфліктною. Відповідно ко концепції «FREE Flight» екіпаж діє в рамках встановлених правилами польотів за приладами та має свободу вибору свого шляху і швидкості в реальному часі. Концепція DAG-TM заснована на передумові, що значне поліпшення пропускної здатності системи, а також гнучкість та ефективність повітряного руху буде досягнуто завдяки включення всіх користувачів в

- обмін польотною інформацією, пов'язаною з намірами, рухом та станом навколишнього повітряного середовища;
- спільне прийняття рішень усіма зацікавленими учасниками системи;
- делегування повноважень щодо прийняття остаточного рішення на обраний за визначеними правилами суб'єкт (об'єкт) системи.

Льотні екіпажі, органи обслуговування повітряного руху та організації оперативного авіаційного управління взаємодіють як постачальники, і як користувачі інформації, тим самим дозволяючи взаємодіяти та співпрацювати на всіх рівнях при управлінні рухом для прийняття рішень. Саме розподіл повноважень щодо прийняття рішень є ключовим чинником у збільшенніпотенціалу всіх учасників системи повітряного простору з мінімізацією проявлення людського чинника. Система має характеристики сенергетичної системи, так як сприяє розширенню можливостей за рахунок пропорційного збільшення потенціалу та ефектиності прийняття рішень людьми, в результаті чого, кожний окремий учасник (екіпаж) вносить активний вклад у прийняття рішення для управління рухом. Покращення загальносистемної надійності та підвищення безпеки викликає поява *надмірності в* можливостях управління рухом.

Важливим фактором функціонування системи управління повітряном рухом , яка має синергетичні властивості, є її конфліктність. Елементи такої системи (повітряні кораблі), при розв'язанні конфліктів, розрізняються один від одного:

- різним функціональним станом;
- величиною обмеженого запасу енергії (палива);
- економічними інтересами й економічною доцільністю;
- пріоритетністю.

В цих умовах система управління рухом повітряних кораблів в умовах вільного польоту та поліконфліктів повинна мати певні властивості, а саме [1;2]:

- мати властивості відкритих систем (типу OSI – Open System Interconnection);

- функціонувати безперервно на всьому експлуатаційному інтервалі життєвого циклу ПК (24 години на добу, 7 діб на тиждень, 52 тижні або 365 діб на рік);

- мати дієві контури управління надійністю та параметрами технічного стану ПК;

- мати можливості проводити прогноз зміни функціонального стану ПК;

- при синтезі безконфліктних траєкторій руху враховувати довготривалі повільні процеси деградації технічного стану повітряних кораблів, пов'язаних з їх природнім старінням;

- забезпечувати в особливих випадках виконання функціональних завдань при відмовах та несправностях систем ПК.

У сучасних умовах до систем управління рухом ПК висуваються вимоги автономності бортового обладнання щодо розв'язання конфліктів між ПК на середньому та короткому просторово-часових горизонтах.

Автономність борту (*A*) – це наявність на борту ПК відповідного обчислювального обладнання (hard) і алгоритмічного забезпечення (soft) для автономного вирішення задач польоту, у тому числі траєкторних задач вільного польоту, автономних задач розв'язання поліконфліктів і т.ін.

Автономність борту вимагає від бортового обладнання розв'язання поліконфліктів зіткнення ПК без участі диспетчера. Такий перерозподіл функцій і відповідальності передбачає, що побудова безконфліктних траєкторій руху ПК і координація їх маневрів повинні здійснюватися бортовими системами та пілотами.

Автономне розв'язання поліконфліктів на борту залежить від ступеня розвиненості бортової авіоніки (рис.1) [1;2].

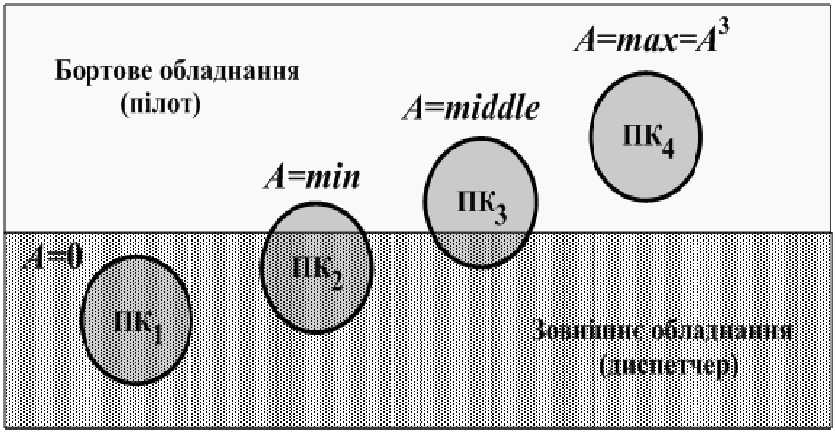


Рис. 1. Ступені автономності борту при розв'язанні поліконфліктів

На відміну від багатьох іноземних досліджень, де розв'язувалися задачі між порою літаків, у Національному авіаційному університеті була розроблені

методи синтезу безконфліктних траєкторій ПК, які знаходяться в поліконфлікті, дозволяє розміщувати її як на борту ПК, так і на наземних автоматизованих диспетчерських пунктах. Якщо необхідне для реалізації даних методів обладнання дозволяє створити розподілену систему [2], то функції системи розв'язання поліконфліктів можуть бути розподілені між бортовою авіонікою і наземною частиною системи.

Особливе місце займає рішення поліконфліктів у термінальному районі. Якщо в концепції встановлюється, що при польотах по маршруту ПК залежні, а при заході на посадку – вільні, значить вибрані траєкторії повинні забезпечити свободу від точки входження в глісаду (FAP) до посадки, з дотриманням усіх вимог безпеки, особливо не потрапляння в супутній слід, характеристики якого залежать від багатьох чинників. При цьому необхідно враховувати обмеженість об'єму зони маневрування, цілеспрямованість (усі літаки повинні зайняти задане положення по висоті, направленням вісі, на встановленій швидкості, з відповідною посадковою конфігурацією), обмеженнями по можливостям подальшого продовження польоту.

Дані рішення не можуть бути успішними без ефективної системи розв'язання середньо термінових конфліктів. Система УПР повинна враховувати заборонені, обмежені та «чутливі» зони в районі польотів, зони очікування, умови польоту та зміни метеоумов, неочікувану появу інших літаків (наприклад, при відході на друге коло чи злітаючі з аеродрому, а також «неінформативних» (з застарілою авіонікою) суден. В останньому випадку наземні системи спостереження повинні виконати інформаційну роль по даним літакам.

Висновки

Проблеми управління повітряним рухом у термінальній зоні при «вільних польотах» на сьогодні недостатньо науково досліджені, відсутні регулярні методи розв'язання задач управління повітряним рухом у термінальних зонах при виконанні «вільних польотів» Це призводить до необхідності розробки чітких вимог до розв'язання та проведення наукових досліджень, спрямованих на вирішення задач УПР в «термінальних зонах» поставленої за концепцією вільного польоту.

Список літератури

1. Чепиженко В.И. Энергетико-потенциальный метод гарантированного разрешения поликонфликтов столкновения динамических объектов / В.И. Чепиженко // Кибернетика и вычислительная техника. – 2012. – № 168. – С. 54–61.

2. Чепіженко В.І. Енергетико–потенціальне управління повітряним рухом в середовищі CNS/ATM / В.В. Павлов, В.П. Харченко, В.І. Чепіженко // Вісник НАУ. – 2011. – № 4. – С. 10–19.

УДК 519.6: 629.7.036.3

В.Ю. Ларин, доктор технических наук,
И.Г. Шинкаренко, аспирант
(Национальный авиационный университет, Киев, Украина)

КОРРЕКЦИЯ КРЕНОВОЙ ДЕВИАЦИИ СИСТЕМЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ КУРСА БЕсПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Использование в беспилотных летательных аппаратах магнитометрических датчиков определения курса связано с их малыми габаритами и простотой в эксплуатации. Однако, одним из факторов, который оказывает влияние на погрешность результата измерения является креновая девиация, величину которой можно корректировать, используя результаты измерения крена и тангажа

В состав беспилотного летательного аппарата (БПЛА) входит система, обычно называемая инерциальной навигационной системой, или INS. Она вырабатывает управляющие сигналы, которые воздействуют на исполнительные механизмы БПЛА с целью управления перемещением аппарата в пространстве. Для генерации корректных управляющих сигналов необходимо располагать информацией о месте нахождения объекта управления по отношению к некоторой начальной точке, ориентации объекта по отношению к сторонам света, скорости и направлении движения объекта в трёхмерном пространстве (вертолёты и мультироторы могут летать любой стороной, в отличие от самолётов, потому ориентация не всегда совпадает с направлением движения). Одной из задач INS является сбор и обработка измерительной информации с множества бортовых датчиков БПЛА.

Навигация с помощью GPS является одной из наиболее перспективных, однако ей присущи следующие недостатки:

- при первом обращении начальные координаты определяются относительно долго - 2-3 минуты. В дальнейшем информация обновляется гораздо быстрее, в течение нескольких секунд;
- система работает в условиях прямой видимости с четырьмя спутниками. Горы и высокие здания могут служить препятствием. Вот почему даже в новейших навигационных системах помимо приемников GPS используют другие датчики пройденного пути и направления.

Магнитный твердотельный компас не имеет перечисленных выше недостатков. Одним из основных недостатков магнитного компаса является креновая девиация результата измерения магнитного поля земли по осям x, y, z. Для ее корректировки вводится каналы измерения углов крена и тангажа. На рисунке 1 представлена схема системы определения курса БПЛА.

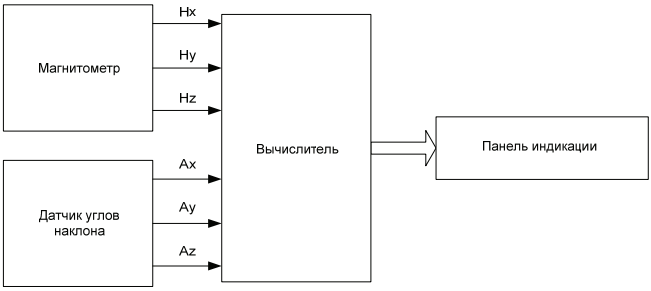


Рисунок 1 – Структурная схема системы определения курса БПЛА

Существует много типов датчиков крена и тангажа: жидкостные, твердотельные, на основе гироскопного эффекта и т.д. Для многих современных систем позиционирования применяют гироскопы, которые представляют собой датчики с вращающимся рабочим телом большой массы, позволяющим избежать влияния переменного ускорения объекта на результаты измерения. Однако такие датчики обладают рядом существенных недостатков, основным из которых является их высокая стоимость. Другим существенным недостатком таких датчиков является медленная процессия осей вращения и необходимость регулярной калибровки в течение срока эксплуатации. Наиболее перспективным вариантом датчика измерения углов крена и тангажа являются твердотельные датчики ускорения на основе микромеханической технологии.

Предположим, БПЛА находится в положении с координатами X1, Y1, Z1 в трехмерном пространстве. Если вращать его поочередно вокруг осей X, Y, Z до принятия им положения с координатами X2, Y2, Z2, то можно записать соответствующие этим вращениям матрицы.

Вокруг оси Z:

$$K_{\alpha} = \begin{bmatrix} \cos(\alpha) & \sin(\alpha) & 0 \\ -\sin(\alpha) & \cos(\alpha) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}.$$

Вокруг оси Y:

$$K_{\beta} = \begin{bmatrix} \cos(\beta) & 0 & -\sin(\beta) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(\beta) & 0 & \cos(\beta) \end{bmatrix}.$$

Вокруг оси X:

$$K\gamma = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\gamma) & \sin(\gamma) \\ 0 & -\sin(\gamma) & \cos(\gamma) \end{bmatrix}.$$

где: α, β, γ - угол на который повернули по часовой стрелке БПЛА по осям Z, Y, X.

Связь между X1, Y1, Z1 и X2, Y2, Z2 выражается в следующем виде:

$$\begin{bmatrix} X2 \\ Y2 \\ Z2 \end{bmatrix} = K_\gamma \cdot K_\beta \cdot K_\alpha \cdot \begin{bmatrix} X1 \\ Y1 \\ Z1 \end{bmatrix} =$$

$$\begin{bmatrix} \cos(\beta)\cdot\cos(\alpha) & \cos(\beta)\cdot\sin(\alpha) & -\sin(\beta) \\ \cos(\alpha)\cdot\sin(\beta)\cdot\sin(\gamma) - \cos(\gamma)\cdot\sin(\alpha) & \cos(\gamma)\cdot\cos(\alpha) + \sin(\beta)\cdot\sin(\gamma)\cdot\sin(\alpha) & \cos(\beta)\cdot\sin(\gamma) \\ \cos(\alpha)\cdot\sin(\beta)\cdot\cos(\gamma) + \sin(\gamma)\cdot\sin(\alpha) & -\sin(\gamma)\cdot\cos(\alpha) + \sin(\beta)\cdot\cos(\gamma)\cdot\sin(\alpha) & \cos(\beta)\cdot\cos(\gamma) \end{bmatrix} \cdot$$

$$\begin{bmatrix} X1 \\ Y1 \\ Z1 \end{bmatrix}.$$

В случае, если первоначальное положение БПЛА в пространстве было горизонтально относительно земли, то координаты Y1 = 0, Z1 = 0. Тогда, при подстановке в приведенное выше выражение нормированных результатов измерения углов наклона по осям X, Y и Z, получим:

$$\begin{bmatrix} Ax2 \\ Ay2 \\ Az2 \end{bmatrix} =$$

$$\begin{bmatrix} \cos(\beta)\cdot\cos(\alpha) & \cos(\beta)\cdot\sin(\alpha) & -\sin(\beta) \\ \cos(\alpha)\cdot\sin(\beta)\cdot\sin(\gamma) - \cos(\gamma)\cdot\sin(\alpha) & \cos(\gamma)\cdot\cos(\alpha) + \sin(\beta)\cdot\sin(\gamma)\cdot\sin(\alpha) & \cos(\beta)\cdot\sin(\gamma) \\ \cos(\alpha)\cdot\sin(\beta)\cdot\cos(\gamma) + \sin(\gamma)\cdot\sin(\alpha) & -\sin(\gamma)\cdot\cos(\alpha) + \sin(\beta)\cdot\cos(\gamma)\cdot\sin(\alpha) & \cos(\beta)\cdot\cos(\gamma) \end{bmatrix} \cdot$$

$$\begin{bmatrix} 1 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}.$$

Следовательно, угол крена определяется по формуле:

$$\gamma = \arcsin\left(-\frac{Ay2}{\cos(\beta)}\right),$$

а угол тангажа:

$$\beta = \arcsin(-Ax2).$$

Скорректировать креновую девиацию результатов измерения магнитометра по соответствующим осям можно при помощи выражений:

$$M_{x2} = M_{x1} \cdot \cos(\beta) + M_{z1} \cdot \sin(\beta),$$
$$M_{y2} = M_{x1} \cdot \sin(\gamma) \cdot \sin(\beta) + M_{y1} \cdot \cos(\gamma) - M_{z1} \cdot \sin(\gamma) \cdot \cos(\beta),$$
$$M_{z2} = -M_{x1} \cdot \cos(\gamma) \cdot \sin(\beta) + M_{y1} \cdot \sin(\gamma) + M_{z1} \cdot \cos(\gamma) \cdot \cos(\beta).$$

где: M_{X1}, M_{Y1}, M_{Z1} – нормированные нескорректированные результаты измерения магнитометра по осям X, Y, Z.

Выводы

Разработана структурная схема микропроцессорной системы определения курса беспилотного летательного аппарата.

Представлены выражения коррекции погрешности результата измерения магнитометра, обусловленной креновой девиацией.

Список литературы

1. Яценков В.С. Основы спутниковой навигации. Системы GPS NAVSTAR и ГЛОНАСС / В.С. Яценков. – М: Горячая линия-Телеком, 2005. – 272 с.

2. Ларін В.Ю. Можливості стандартних моделей SPICES при проектуванні пристроїв з ферімагнітними перетворювачами / В.Ю. Ларін // II н ауково-практична конференція «Захист в інформаційно-комунікаційних системах», 10-11 листопада 2008р. – Київ, 2008. – С.52.

3. Распопов В.Я. Микросистемная авионика / В.Я. Распопов. – Тула : «Гриф и К», 2010. – 248 с.

4. Ларін В.Ю. Теоретичне обґрунтування принципу дії феромагнітного перетворювача механічних величин / В.Ю. Ларін // Вісник Інженерної академії України. – 2012. – №2. – С. 27– 31.

UDC 621.396:621.396.933:629.783:621.396.946

V.P. Kharchenko, Yu.M. Barabanov, P.A. Stahovskiy,
(National Aviation University, Kyiv, Ukraine)

COMPUTER MODELING OF RADIO FREQUENCY SATELLITE TRANSPONDER FOR TRANSMISSION OF ADS-B MESSAGES

The abstract deals with the computer model of radiofrequency satellite transponder and its usage for ADS-B messages transmitting. Here described the model itself and its components also represented data obtained after simulation.

Communication and data exchange always was one of the most important part of aviation industry, because they ensure information availability for all sides of air traffic (pilot, ATC controller, other pilots). Information provision increases safety level and simplifies management of air traffic.

One of such systems which provide such services is ADS-B. Automatic dependent surveillance-broadcast (ADS-B) is a surveillance technology for tracking aircraft as part of the Next Generation Air Transportation System (NextGen).

ADS-B, which consists of two different services, "ADS-B Out" and "ADS-B In", will be replacing radar as the primary surveillance method for controlling aircraft worldwide. The ADS-B system can also provide traffic and government generated graphical weather information through TIS-B and FIS-B applications. ADS-B enhances safety by making an aircraft visible, real-time, to ATC and to other appropriately equipped ADS-B aircraft with position and velocity data transmitted every second. ADS-B data can be recorded and downloaded for post-flight analysis. ADS-B also provides the data infrastructure for inexpensive flight tracking, planning, and dispatch.

The system relies on two avionics components—a high-integrity GPS navigation source and a datalink (ADS-B unit). There are several types of certified ADS-B data links, but the most common ones operate at 1090 MHz, essentially a modified Mode S transponder, or at 978 MHz (USA only). To obtain ADS-B capability at 1090 MHz, one can install a new transponder or modify an existing one if the manufacturer offers an ADS-B upgrade. You will also need to add a certified GPS.

Expansion of ADS-B will increase safety of traffic and in my opinion we need additional channels of receiving information from this system. As the option we propose satellite channel.

The aim of this investigation is designing computer model for radio frequency (RF) “Aircraft-Satellite-Ground Station” communication link using MATLAB 2012 Simulink SimRF software which comprise the following blocks: source of ADS-B message (aircraft), uplink RF channel (frequency f_1), satellite transponder, downlink RF channel (frequency f_2), and ground receiving station.

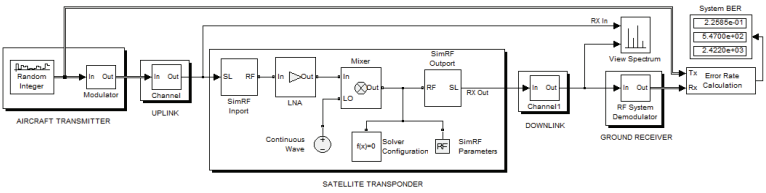


Fig. 1. Model of "Satellite-Aircraft" ADS-B message transmission

As you can see this scheme is consists of 4 main part:

1)Aircraft transmitter
2)Satellite transponder
3)Channel (uplink and downlink)
4)Ground receiver

Aircraft transmitter is represented by random integer generator block which generates uniformly distributed random integers in the range [0, M-1], where M is the M-array number defined in the dialog box and Modulator which in also consists of two parts, OQPSK Modulator Baseband and Raised Cosine Transmit Filter. The OQPSK Modulator Baseband block modulates using the offset quadrature phase shift keying method. The block outputs a baseband representation of the modulated signal. The Raised Cosine Transmit Filter block upsamples and filters the input signal using a normal raised cosine FIR filter or a square root raised cosine FIR filter. The block's icon shows the filter's impulse response.

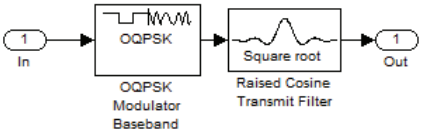


Fig. 2. Scheme of modulator

Satellite transmitter represent us the aircraft which broadcast ADS-B signal and consits of such parts:

1) **SimRF Inport** (Convert Simulink input signal to SimRF signal)
2) **LNA** (The Amplifier block models a linear or nonlinear amplifier within the SimRF™ circuit-envelope simulation environment.)
3) **Mixer** (The Mixer block models a mixer in the SimRF circuit-envelope simulation environment.)
4) **SimRF Outport** (Convert SimRF signal to Simulink output signal)
5) **ContinuousWave** (The Continuous Wave block models a constant modulation on a carrier in the SimRF circuit-envelope simulation environment.)

6) **Solver Configuration** (Represent Physical Networks environment and solver configuration)
7) **SimRF Parameters** (Specify system-wide parameters for circuit-envelope analysis)

Next part is Channel which represents us the path which will be passed by signal and consists of uplink and downlink.

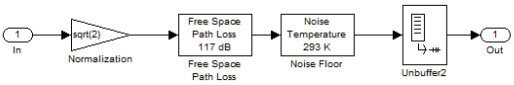


Fig. 3. Scheme of uplink and downlink

Channel consists of following parts:

1)**Gain block or normalization** (The Gain block multiplies the input by a constant value (gain). The input and the gain can each be a scalar, vector, or matrix)
2)**Free Space Path Losses Block** (The Free Space Path Loss block simulates the loss of signal power due to the distance between transmitter and receiver. The block reduces the amplitude of the input signal by an amount that is determined)
3)**Noise Floor Block** (Apply receiver thermal noise to complex baseband signal)
4)**Unbuffer** (Unbuffer input frame into sequence of scalar outputs)

And last part is Ground receiver which is represented by

1)**RX Buffer** (Buffer input sequence to smaller or larger frame size)
2)**Raised Cosine RX Filter** (The Raised Cosine Receive Filter block filters the input signal using a normal raised cosine FIR filter or a square root raised cosine FIR filter. It also downsamples the filtered signal if you set the Output mode parameter to Downsampling. The FIR Decimation block implements this functionality. The Raised Cosine Receive Filter block's icon shows the filter's impulse response.)
3)**OQPSK Demodulator**(The OQPSK Demodulator Baseband block demodulates a signal that was modulated using the offset quadrature phase shift keying method. The input is a baseband representation of the modulated signal.)

Also in this model was installed Bit Error Rate Calculation Block for calculation of BER.

Simulation was performed for two cases and results are represented in following tables:

Free Space Path Losses(dB)	Bit Error Rate (BER)
74	0
75	1.3259*10-4
76	1.3139*10-3
77	1.2195*10-2
78	5.8730*10-2
79	1.2017*10-1
80	2.1900*10-1

Table1 Temperature 20K
SFRO 2.1 GHz SFLO 1.6 GHz

Free Space Path Losses(dB)	Bit Error Rate (BER)
74	0
75	1.7013*10-4
76	1.9659*10-3
77	2.5424*10-2
78	6.8730*10-2
79	1.3636*10-1
80	2.2585*10-1

Table2 Temperature 20K
SFRO 1.6 GHz SFLO 1.1 GHz

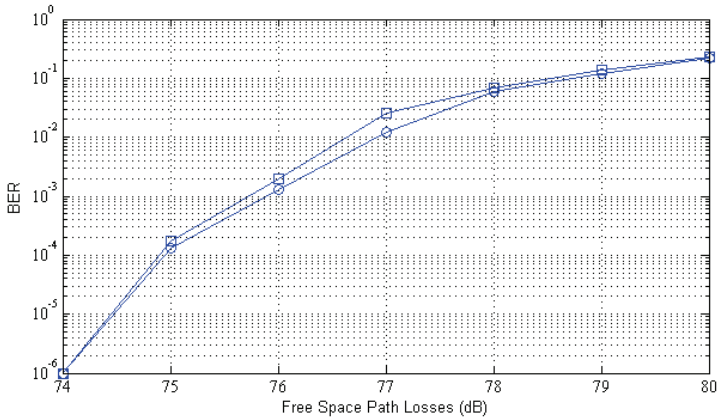


Fig. 4. Dependence between BER and Free Space Path Losses

Line with circles represents data from table 1.
Line with squares represents data from table 2.

References

1. Харченко В. П. Моделювання супутникового авіаційного зв'язку / В. П. Харченко, Ю. М. Барабанов, А. М. Грехов // Вісник НАУ. – 2012. – №1. – С. 5-13.

2. Харченко В. П. Моделювання в середовищі NETCRACKER PROFESSIONAL 4.1 передачі ADS-B повідомлень через супутниковий канал комунікації IRIDIUM / В. П. Харченко, Ю. М. Барабанов, А. М. Грехов, М. С. Іваненко, Р. І. Лобанов // Вісник НАУ. – 2012. – №1. – С. 81-86.

УДК 656.7.052

М.М. Богуненко, доц. кафедри АНС
(Національний Авіаційний Університет, Україна, м. Київ)

ПІДВИЩЕННЯ ЕФЕКТИВНОСТІ СХЕМ ЗАХОДУ ЛІТАКІВ НА ПОСАДКУ В УМОВАХ РИЗИКІВ

Розглянуто ризики при заходженні на посадку, фактори що впливають на утворення супутнього сліду та запропоновано шляхи підвищення ефективності схем заходу на посадку.

Розвиток науки та технологій часто є спірально-поступальним, повертаючись до початкових положень, але на більш високому рівні. Це твердження може бути справедливим і для передпосадкової глісади літаків. Сьогодні всесвітня авіаційна спільнота стоїть перед дуже складною проблемою, як збільшити пропускну здатність аеродромів без зменшення рівня безпеки. Уже тепер значна кількість із них працює на межі своїх можливостей. Інструментальні засоби посадки дозволили виконувати посадку літаків практично за будь-яких погодних умов, удень та вночі. Якщо раніше кожен пілот, використовуючи свій досвід та навички, вибирав придатну в даних умовах польоту глісаду для заходження на посадку, то з появою в 30 роки минулого століття інструментальної системи посадки, ці траєкторії стали «жорсткими», прив'язаними до радіоелектронного променя, який сформовано глісадним та курсовим маяками системи ILS. Уніфікація, передбачуваність, простота та незалежність від метеоумов такої посадки надала переваги перед схоластичними глісадами, й завоювала провідне місце протягом 80 років. Але з іншого боку жорстка траєкторія,- це місце концентрації літаків у безпосередній близькості до земної поверхні.

Для збільшення кількості повітряних кораблів, які приймаються та відправляються з конкретного аеродрому, авіаційна спільнота постійно шукає шляхи подолання. На першому етапі це вирішувалося за допомогою збільшення кількості злітно-посадкових смуг. Це приводить до значного зростання необхідної території, ускладнення інфраструктури, розтягнення комунікацій та ускладнення управління польотами. Аеропорти, як вузли комунікації, будувалися і будуються поблизу великих населених пунктів, де проблема вільних територій завжди є надзвичайно гострою. І тому цей шлях у багатьох випадках вичерпано. Так, між Марокко і Іспанією розташована невеличка Британська територія – Гібралтар в якій сама пожвавлена автомобільна дорога, авеню Уїнстон Черчилль, проходить через злітно-посадкову смугу (рис.1) [1] .

Прикладається багато зусиль для оптимізації повітряного руху та схем заходу на посадку і вильоту. Така оптимізація полягає в рівномірному розташуванні літаків на глісаді зниження на мінімальних інтервалах. Як результат, є науковий підхід до розробки оптимальних схем прибуття та заходу на посадку. Досить детально це розглядається в Doc 8168 "Виконання польотів повітряних кораблів" та Doc 9905 "Керівництво по побудові схем на

основі санкціонованих потрібних навігаційних характеристик (RNP AR)", Doc 9906 "Керівництво оцінки якості дизайну польотних процедур" та ряд інших.

Рис.1. Аеропорт Гібралтар

Науковці наполегливо досліджують можливості забезпечити зменшення потенційної небезпеки при мінімальних інтервалах між літаками. Найбільш небезпечними є ризики зіткнення літаків та попадання в супутній слід. Так як турбулентний слід невидимий, то його наявність та положення в просторі неможливо точно визначити. Супутній слід розповсюджується за кожним літаком і знижується приблизно зі швидкістю 300-500 футів за хвилину (2-3 м/с), стабілізуючись нижче на 500-900 футів на дистанції приблизно 5 м. миль. Це явище зберігається у повітрі до 30 секунд. Вихори обертаються навколо кінцівок крила назовні і вгору, якщо дивитися спереду або ззаду повітряного судна (рис.2). Атмосферна турбулентність прискорює руйнування вихорів.

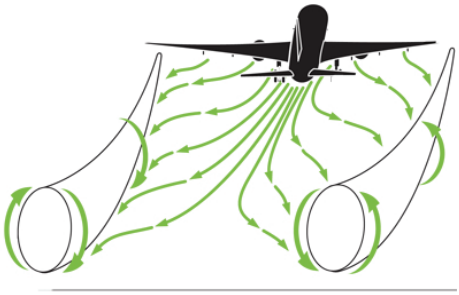


Рис. 2. Природа утворення вихорів

Умовою руху літака в повітрі є взаємозв'язок фізичних сил. Природа виникнення цих сил пов'язана з повітряними масами, тому їх називають ще аеродинамічними (рис.3).

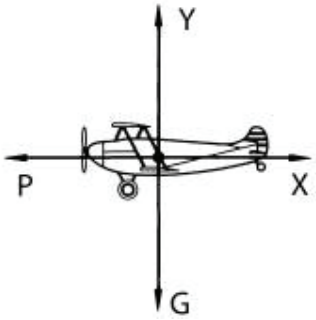


Рис. 3 Дія сил на літак в польоті

Для створення підйомної сили (Y), яка б врівноважувала вагу літака(G), згідно другого закону Ньютона, необхідно прискорення (a) відповідної маси повітря (m) несучими поверхнями літака G=ma. Взаємодіюча маса повітря залежить від об'єму(v_{air}) та густини ρ.

$m = \rho\, v_{air}$

$Y = \frac{1}{2}\, C_y\, \rho\, V^2\, S = const$

$(\rho\, v_{air})a = \frac{1}{2}\, C_y\, \rho\, V^2\, S$

$v_{air}\, a = = \frac{1}{2}\, C_y\, V^2\, S$

$v_{air} = f(V, S)$

На меншій швидкості необхідний більший коефіцієнт підйомної сили, а це приводить до збільшення скосу повітряних мас за літаком (a) – інтенсивності турбулентного сліду. Отже, зменшення інтенсивності може бути досягнуто збільшенням швидкості планування або зменшенням ваги літака, яку необхідно врівноважувати підйомною силою При заході на посадку природа дії аеродинамічних сил дещо змінюється. Ця зміна зв'язана з нахилом траєкторії польоту (рис.4) .

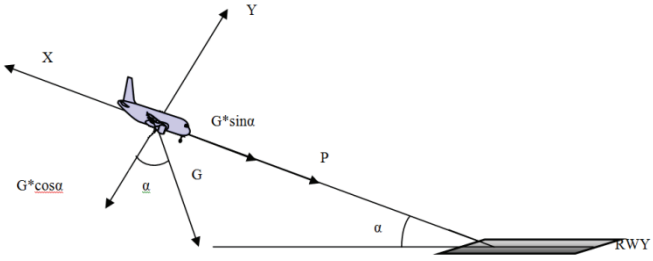


Рис.4. Схема сил, що діють на літак, при знижені по глісаді

Аеродинамічні сили, які діють на літак при передпосадковому знижені, відображують рівняння:

$$\begin{cases} G\cdot\sin\alpha + P = X, \\ G\cdot\cos\alpha = Y\ , \end{cases}$$

де α – кут нахилу глісади, *G*-вага літака, *P*- тяга двигуна, *Y*-підйомна сила, *X* – лобовий опір [2].

Зменшення ваги літака, яку необхідно врівноважувати підйомною силою, можна досягти збільшивши кут нахилу глісади. Збільшення швидкості планування не є бажаним, так як приводить до збільшення вертикальної швидкості $V_y = V\cdot\sin\alpha$ та збільшення часу й відстані для виконання вирівнювання та витримування літака або на збільшення швидкості приземлення і дистанції пробігу.

Іншими, на сьогодні недостатньо вивченими, є факти попадання у супутній слід за великими літаками. Передпосадкова глісада повинна забезпечити безпечний проліт повітряного судна над перешкодою, тобто

найнижчої частини конструкції літака. Отже, виходить, що центр створення турбулентного сліду великого літака знаходиться вище, ніж малого літака при русі по одній і тій же траєкторії.

Дослідження виникнення турбулентного сліду, який утворюють великі повітряні кораблі, показали, що в поперечній до потоку площині, вихор займає площу, рівну приблизно двом розмахам крила в ширину і одному розмаху крила у висоту; при цьому мається на увазі розмах крила повітряного судна, що утворив вихор. Вихори продовжують залишатися відокремленими на відстані близько розмаху крила один від одного і дрейфують за вітром на висотах більше розмаху крила від землі. Якщо повітряне судно, ешелонування якого від великого повітряного судна здійснюється за допомогою радіолокатора, може потрапити в турбулентний слід, то невелика зміна висоти і бічного положення (особливо проти вітру) забезпечує вихід на траєкторію польоту вільну від вихорів. Повітряні судна, які йдуть за великим судном, повинні летіти по траєкторії польоту цього судна або вище її, а за необхідності змінювати курс, з тим, щоб уникнути попадання в небезпечну зону. Рекомендації з уникнення візуально потрапляння в супутній слід за великим літаком при виконанні посадки наведено на рисунках 5,6.

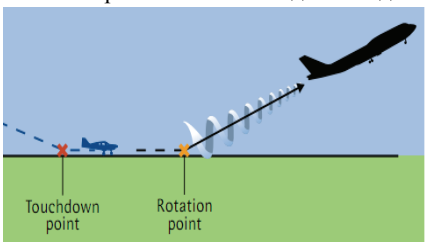


Рис.5 Вибір точки приземлення за великим літаком, що виконує зліт

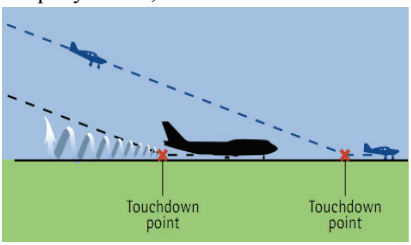


Рис. 6 Вибір точки приземлення за великим літаком, що виконує посадку

Висновки

У результаті проведених досліджень показано, що за умови використання глісади зниження з більшим кутом, ми зможемо зменшити як витрати палива та забруднення навколишнього середовища, так і вплив супутнього сліду за літаком, а це надасть можливість зменшити повздовжній інтервал, що, в свою чергу, приведе до підвищення пропускної здатності аеродромів. Для гарантування не потрапляння у супутній слід при посадці літака може слугувати вибір зсуву глісади по висоті на величину, яка залежить від геометричних, вагових характеристик літака-генератора вихору та мінімального повздовжнього інтервалу.

Список літератури

1. http://nnm.ru/blogs/Ser-ser/samye-opasnye-aeroporty-mira/
2. *Bogunenko M.M.* Investigation of “green” approach trajectory for full exploit of the benefits of single European sky/ М.М.Богуненко, А.А.Хоменко - Вісник НАУ. -2012. - №2 - С. 55-59.

УДК 656.7.086

Е.В. Кожохина, ассистент, В.М. Грибов, к.т.н, профессор, С.И. Рудас, доцент
(Национальный авиационный университет, Украина, г. Киев)

СТРУКТУРНАЯ НАДЕЖНОСТЬ ОПЕРАТОРА АЭРОНАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ

Рассмотрены виды надежности оператора АНС в зависимости от причин совершаемых ошибок.

Проблема надежности аэронавигационных систем (АНС) является крайне актуальной на сегодняшний день, так как от поддержания ее требуемого уровня зависит безопасность авиаперевозок и их эффективность.

Б.Ф. Ломов рассматривал понятие надежности как качественную характеристику, способность системы (или ее звена) выполнять необходимые функции в заданный интервал времени [1].

Количественной оценкой надежности работы оператора АНС может служить вероятность успешного выполнения им работы или поставленной задачи на заданном этапе функционирования системы в течение заданного интервала времени при определенных требованиях к продолжительности времени [2].

Система организации воздушного движения является эргатической системой управления – системой, которая включает в качестве элементов как технические системы, так и людей, взаимодействующих с этой системой.

Следовательно, при оценке надежности системы следует анализировать оба элемента. Нельзя рассматривать отдельно надежность технических систем и надежность, обусловленную психофизиологическими факторами, связанными с деятельностью оператора АНС.

Оператор (АНС) – авиационный специалист, осуществляющий контроль, управление, организацию и обслуживание воздушного движения.

Введение какой-либо новой составляющей в оценку надежности снижает ее показатель, если только составляющая не характеризует неизменно надежный элемент. Если при оценках надежности учитывать только факторы, характеризующие отказы технических систем, не связанные с действиями человека, то предполагается, что характеристики работы оператора АНС приняты оптимальными (вероятность безотказной работы оператора $R = 1.00$). Так как известно, что в действительности надежность работы оператора АНС, безусловно, ниже, чем это могло бы быть в идеальном случае, то это следует учитывать в оценках характеристики оператора. В противном случае оценки окажутся грубо ошибочными и завышенными.

О влиянии оператора на надежность свидетельствует большое количество отказов технических систем, возникающих по вине оператора. Частота отказов по вине человека составляет обычно от 20 до 95% всех случившихся отказов, отраженных в отчетной документации. Поэтому анализ интенсивностей отказов только с точки зрения отказов самих технических систем упускает из виду важный источник надежности системы [3].

И если снижение уровня надежности технической системы ведет к появлению отказов, то в случае надежности оператора АНС речь идет об ошибках.

Ошибка оператора АНС – неправильное выполнение или невыполнение оператором АНС предписанных действий [4].

Ошибки оператора АНС могут возникнуть в тех случаях, когда:

1. Оператор стремится к достижению ошибочной цели.
2. Поставленная цель не может быть достигнута из-за неправильных действий оператора.
3. Оператор АНС бездействует в тот момент, когда его участие необходимо [2].

Среди основных причин ошибок оператора можно выделить:

- неудовлетворительную подготовку или низкую квалификацию обслуживающего персонала;
- следование обслуживающего персонала неудовлетворительным процедурам технического обслуживания или эксплуатации;
- плохие условия работы, связанные, например, с плохой доступностью оборудования, теснотой рабочего помещения или чрезмерной температурой;
- недостаточное стимулирование операторов или специалистов по техническому обслуживанию;
- большая информационная перегрузка, ведущая к информационному стрессу и информационным ловушкам;
- неудовлетворительное физическое состояние, влияющее на функционирование оператора АНС.

Изложенные причины ошибок можно считать независимыми и классифицировать по следующим четырём группам:

1. Функциональные.
2. Эксплуатационные.
3. Информационные.
4. Профессиональные.

В соответствии с классификацией причин ошибок оператора АНС определим аналогичные составляющие его надёжности

Функциональная надежность – это свойство функциональных систем оператора АНС обеспечивать его динамическую устойчивость в выполнении профессиональной задачи в течение определенного времени и с заданным качеством. Понятие функциональной надежности отражает характер энергетического и информационного приспособлений человека к процессу управления объектом.

Под эксплуатационной надежностью оператора АНС понимается его способность сохранять работоспособность в нормальных условиях рабочей среды в течение определенного промежутка времени.

Информационная надежность оператора АНС характеризует правильность протекания информационных процессов в заданном интервале времени при заданных внешних условиях. Дефицит времени, перегрузка, высокий темп поступления информации, вызывая нервно-психическую

напряженность, нарушают процессы информационного взаимодействия с системой управления и снижают ее надежность.

Под профессиональной надежностью понимается безотказность, безошибочность и своевременность действий оператора АНС на достижение конкретной цели в заданных условиях при взаимодействии с технической системой, другими специалистами.

Основой для исследования профессиональной надежности служит анализ ошибок с точки зрения причин их возникновения по признакам их проявления во внешней структуре деятельности в зависимости от вида профессиональной задачи.

Результирующая надежность оператора АНС при заданной структуре и известных значениях надежности всех входящих в нее компонентов определена нами как структурная надежность оператора, отображаемая рис. 1.

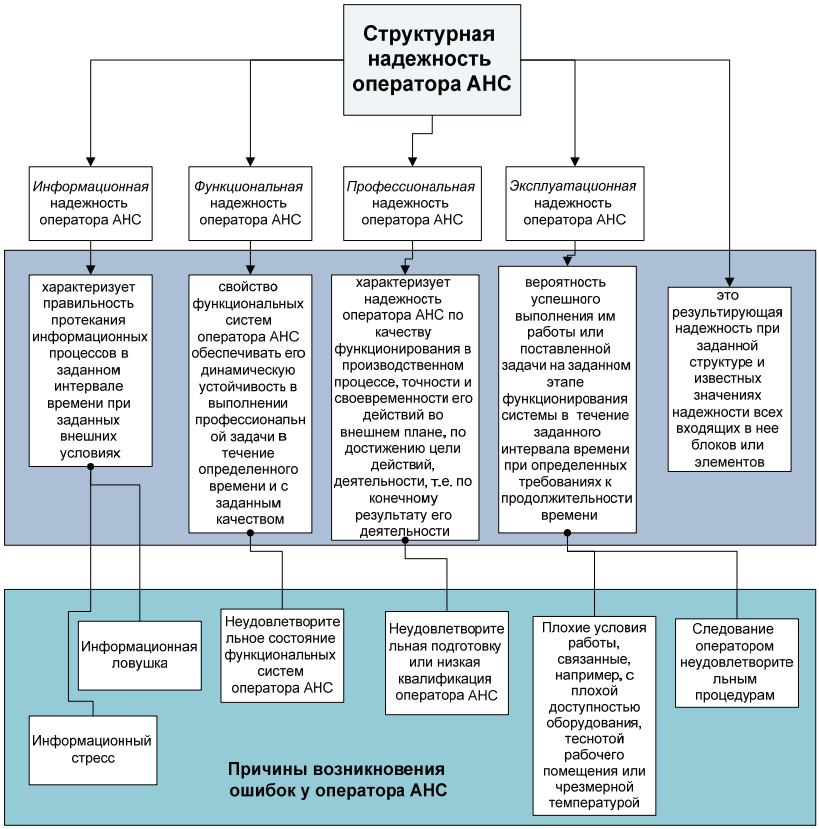


Рис. 1. Структура надежности оператора АНС и причины возникновения ошибок

При количественных оценках надёжности следует рассматривать информационную, функциональную, профессиональную и эксплуатационную

составляющие как последовательно соединенные звенья одной физической системы, которой является оператор АНС. В системе с последовательной структурой ошибка оператора АНС из-за любой из представленных на рис. 1 причин приводит к отказу системы в целом.

Если в надежности технических систем одним из ведущих показателей безотказности является вероятность безотказной работы, следовательно, при рассмотрении надежности оператора АНС речь должна идти о вероятности безошибочности.

Безошибочность характеризуется степенью устойчивой работоспособности в течение заданного рабочего цикла и выражается вероятностью безошибочной работы.

Исходя из этого, структурная вероятность безошибочной работы оператора АНС может быть представлена:

$$R_{\text{ст}} = R_{\text{проф}} \cdot R_{\text{инф}} \cdot R_{\text{ф}} \cdot R_{\text{эксп}}, \quad (1)$$

где $R_{\text{проф}}$, $R_{\text{инф}}$, $R_{\text{ф}}$, $R_{\text{эксп}}$ – составляющие вероятности безошибочной работы оператора АНС : профессиональная, информационная, функциональная и эксплуатационная соответственно.

Выводы

1. При расчетах надежности таких эргатических систем, как система АНС, следует учитывать надежность оператора АНС как одного из функциональных звеньев, чтобы избежать завышения показателей надежности.

2. Для получения более объективных оценок показателей следует в зависимости от основных причин возникновения ошибок рассматривать такие составляющие надежности операторов АНС как информационную, функциональную, профессиональную и эксплуатационную.

Список литературы

1. *Ломов Б.Ф.* Человек и техника. –М.: Советское радио, Изд-е 2-е, – 1966. – 464с.
2. Теория надежности систем УВД. Методические указания по изучению дисциплины и контрольные задания/ СПб ГУГА. –С.-Петербург.: 2011. – 38с.
3. Справочник по инженерной психологии/ под ред. Б. Ф. Ломова. –М.: Машиностроение. –1982. – 368с.
4. ГОСТ 26387-84. Система «Человек-машина». Термины и определения. –М.: ИПК Издательство стандартов. –1985. –6с.

UDC 656.7.05;351.814.2 (043.2)

Yu.V. Chynchenko, cand. sc., associate professor
(National aviation university, Ukraine, Kyiv)

OUTLINES OF OPERATIONAL RISK ASSESSMENT WITH ARMS METHODOLOGY

The abstract deals with the analysis of the researches conducted in field of the operational risk assessment. Benefits of the aviation risk management solutions methodology and practical applications for potential users have been reviewed. Principles of implementation and general recommendations applicable for Ukrainian air navigation system have been proposed.

Introduction

The International Civil Aviation Organisation (ICAO) has published a framework for a typical Safety Management System (SMS) with Safety Risk Management (SRM) as the core component. The SRM can be split into three elements [1]:

- Hazard identification;
- Risk assessment;
- Risk mitigation.

Risk assessment has always been the most challenging part of the risk management process for aviation operations. This is due to the subjectivity involved in determining the severity of the consequences when a hazard is released and the lack of quantitative information on the probability of this occurring.

This abstract introduces methodology for Operational Risk Assessment (ORA) that attempts to overcome the classic difficulties and support the new SMS requirements in an effective manner.

The ARMS methodology defines an overall process for ORA and describes each step. The assessment process starts with Event Risk Classification (ERC), which is the first review of events in terms of urgency and the need for further investigation. This step also attaches a risk value to each event - which is necessary for creating safety statistics reflecting risk. The next step is data analysis in order to identify current Safety Issues. These Safety Issues are then risk assessed in detail through the Safety Issue Risk Assessment (SIRA).

The whole process ensures that any necessary safety actions are identified, creates a Register for following up risks and actions and provides a Safety Performance Monitoring function. SIRA can also be used to make Safety Assessments, which is a requirement of the “Management of Change” element of the SMS. Both ERC and SIRA are based on new concepts that make the assessments conceptually more robust whilst keeping them pragmatic and simple [1].

Objectives for operational risk assessment

Operational Risk Management consists of three elements: Hazard Identification, Risk Assessment and Risk Reduction (mitigation, in ICAO

terminology). The main objective of Risk Management is to make sure that all risks remain at an acceptable level. The objective for Operational Risk Assessment (ORA) is the Assessment of operational risks in a systematic, robust and intellectually cohesive manner.

Operational Risk Assessment is needed in three different contexts (Fig. 1) [1]:

1. **Individual safety Events** may reflect a high level of risk and consequently require urgent action. Therefore all incoming events need to be risk assessed. This step is called Event Risk Classification (ERC).

2. The Hazard Identification process may lead to the identification of **Safety Issues**, which need to be risk assessed to determine what actions, if any are needed. This step is called Safety Issue Risk Assessment (SIRA).

3. From time to time there will be a need to carry out **Safety Assessments**, typically related to a new or revised operational activity (e.g. new destination). The activity needs to be risk assessed at the planning stage, according to the "Management of Change" process of the company.

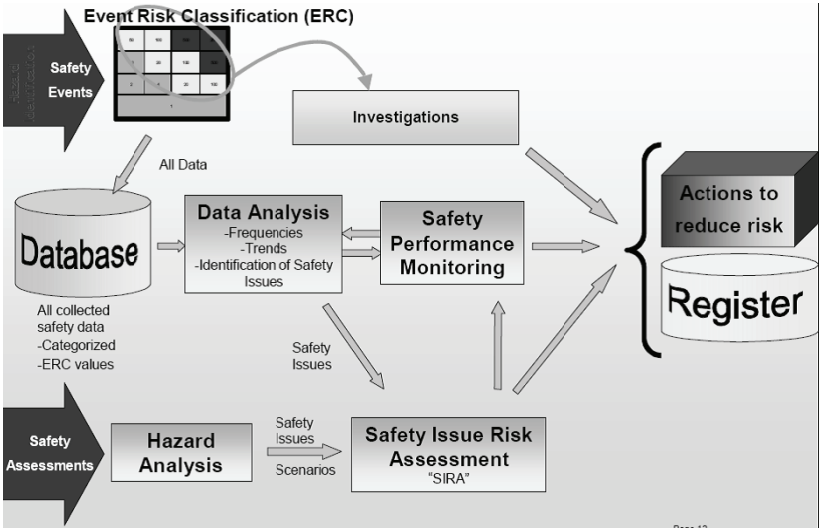


Fig. 1. The ARMS risk assessment process [1]

In the first two cases, the assessment is based on Hazard Identification data. The result is an operational risk profile, i.e. an overview of all operational risks. In the third case, there may be no data available if the planned activity is new to the organisation. In all three cases, the risk assessment must consider the potential consequences in addition to the observed actual consequences of events.

Event risk classification (ERC)

The main objective of **Event Risk Classification** is to act as the first screening of all incoming safety data and to identify when urgent action is necessary [1]. This type of screening is necessary whatever methodology is used for risk assessment.

The ERC value is based on two questions:

1. If this event had escalated into an accident, what would have been the most credible accident outcome?

2. What was the effectiveness of the remaining barriers between this event and the most credible accident outcome?

The ERC has two outputs. The first output is a recommendation on what should be done about the event.

For example, using the ERC matrix, the results should be interpreted as follows:

← Use for continuous improvement (flows into the Database).

← Investigate or carry out further Risk Assessment

← Use for continuous improvement (flows into the Database).

In the case of a **red result**, the event can be considered to be a Safety Issue in its own right. In the case of a **yellow result** it may be investigated and/or risk assessed with more refinement. This may be done using the SIRA by first creating a Safety Issue based on the event or some aspect of the event (e.g. a hazard).

The second output of the ERC is a number, called the ERC risk index. This index gives a quantitative relative risk value and is very useful in compiling statistics. In the proposed ERC matrix, the risk indices run from 1 to 2500 and each square in the matrix has a unique value (Table 1) [1].

Table 1

ERC matrix

Effective	Limited	Minimal	Not effective
50	102	502	2500
10	21	101	500
2	4	20	100
1			

The ERC makes a quick initial estimate on the risk inherent in the event. The new concept of "event-based risk" is used to estimate the risk. The result is both a risk class (colour) indicating what needs to be done with the event – and a numerical value of risk (the ERC risk index value) which can be used in quantitative risk analysis. Once risk assessed, all events are stored in a safety event database.

Safety Issue Risk Assessment (SIRA)

As a result of data analysis, the organisation will gradually identify a number of Safety Issues affecting its operation. These must be risk assessed using the **Safety Issue Risk Assessment** (SIRA) [1].

The first step is to define and scope the Safety Issue properly. Typical aspects to define are [1]: safety issue title, description of hazard(s), description of related accident scenario(s), A/C types considered, locations considered, time period under study, departments whose involvement in the assessment is necessary.

SIRA assesses the risk using a formula where risk has four factors: frequency/probability of the so-called triggering event, effectiveness of the avoidance barriers, effectiveness of the recovery barriers and severity of the (most probable) accident outcome.

The ARMS has developed an Excel-based application to illustrate how SIRA can be carried out in practice. This tool goes through the SIRA process step-by-step, starting with the Safety Issue definition, then describing the triggering event, all barriers and the accident outcome. Finally, a numerical estimation for the first three factors is made and the severity of the potential accident outcome is estimated, similarly to ERC.

Customisation of ARMS for the Ukrainian Air navigation system

The Ukrainian Air navigation system consists of a large number of various service providers, most of whom do not exercise a flight operation and therefore will not have aircraft accidents but who can contribute both positively and negatively to flight safety as both a source of hazards and through controlling some barriers. Risk assessments in such aviation organisations should, if practicable relate to the flight safety risk, in addition to the airworthiness risk.

In large organisations with high data quantities the need for systematic, robust processes, coherence and minimising analysis time per report become important requirements. Using the ARMS methodology in a small organisation may be reflected in data quantity, available tools, available human resource and expertise and the level of support provided by the company infrastructure. These factors, which can be perceived as difficulties, may be balanced by more direct communication channels, low bureaucracy and faster capability to take action and to adapt to changing conditions.

Conclusions

The ARMS Methodology is fully applicable to various types of aviation organisations in Ukraine and not only to organisations with flight operations. Relating to flight safety risks is a challenge, but using ARMS can help in meeting that challenge.

References

1. The ARMS methodology for operational risk assessment in aviation organisations. – Brussels: ARMS working group, 2010. – 67 p.

UDC 621.396:621.396.933:629.783:621.396.946

V.P. Kharchenko, D.I. Tereschenko, M.A. Kovalenko,
National Aviation University, Ukraine, Kyiv

MODELING OF ADS-B MESSAGES TRAFFIC VIA SATELLITE

For modelling of ADS-B messages transmittion with the help of low-orbit satellite complex Iridium the model of communication channel "Aircraft - Satellite - Ground Station" was built using NetCracker Professional 4.1 software. Data traffic in aviation satellite network with different architectures and transmission parameters was investigated.

Nowadays aviation is faced the problem of speed information exchange with high quality. This problem needs creation of modern data transmission systems. One of the best ways for their further development is the use of satellite technologies. This leads to a simplification of the equipment and reducing of the installation cost and maintenance. Satellite technologies also provide coverage even in those places where the ground-based systems could not do this.

Over the last 20 years technologies have stepped forward and today there is a set of satellite communication systems that are able to provide information exchange in general aviation. They are: INMARSAT, COSPAS/SARSAT, Iridium, Globalstar and Thuraya. Each of them has its benefits, but in terms of global data transferring Iridium has the absolute advantage because its constellation consists of 66 satellites and has coverage of the whole Earth surface.

The goal of this work is modelling of ADS-B messages transmittion with the help of low-orbit satellite complex Iridium using communication channel "Aircraft - Satellite - Ground Station" and investigation of data traffic in aviation satellite networks with different architectures and transmission parameters.

The model of “Aircraft – Satellite -Ground Station” link was built on the base of previously developed models [1-3] using the NetCracker Professional 4.1 software and consists of the following blocks: Aircraft Avionics, ADS-B System, Iridium Satellite, Ground Station (Iridium Gateway), “Cloud” (data transmission network), ATC Centre (Fig. 1) which are connected by five separate links: Aircraft Avionics - ADS-B Transceiver link, ADS-B Transceiver – SatelliteTransponder link, SatelliteTransponder – Ground Transceiver link, Ground Transceiver – “Cloud”, “Cloud” - ATC Centre link.

Data transferring from Ground Transceiver to ATC Centre faces with the problem of transmission rate, that’s why the transmission of ADS-B data over “Clouds” has to be investigated.

“Cloud” is a complex network of switches and trunk lines. Each cloud technology specifies a unique user/network interface that runs between subscriber equipment and the network cloud. The bandwidth of the cloud may be shared among users on demand.

System parameters analysis gives a possibility to assess the type and characteristics of the “Cloud” that gives the best results in information transmission process. The following network technologies have been studied and used in

modeling (all of them are packet-switched data services and hence optimized for transferring different types of data):

1) X.25 – the first packet switching interface in the telephony, it is fully

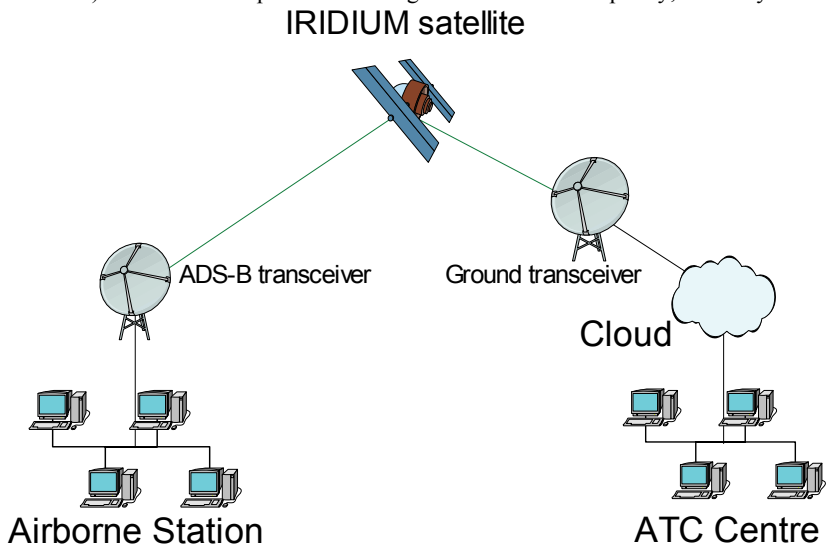


Fig. 1. "Aircraft-Satellite -Ground Station" link for model (1-1-1): one Aircraft, one Satellite and one Ground station

standardized and offered as a public service available throughout the world;

2) Frame Relay - digital packet network providing benefits dedicated T1 link, but without the expense of multiple dedicated circuits;

3) ATM – technology that combines the efficiency of packet switching and the reliability of circuit switching and provides statistical multiplexing of all types of traffic;

4) SMDS - a switching service that provides data transmission in the range between 1.544 Mbit/s (T1 or DS1) to 45 Mbit/s (T3 or DS3);

5) SONET – technology that allows traffic from one carrier to be transformed to another carrier at high speeds. It also allow for plesiochronous operation as different carriers use their own network clocks and may not be totally in sync with each other.

The system response on the changes of transmission parameters was analyzed with the help of an Average Workload (AW) of communication link, an Average Utilization (AU) of communication link, and a Travel Time (TT) of messages. AW parameter - is the quantity of messages transmitted during given time interval, AU parameter - is the percentage of link capacity involved in a load transmission during given time interval, TT parameter - is the time that is needed for message to be delivered from transmitting device to receiving one.

Transaction Size (TS) and Time Between Transactions (TBT) parameters are set in accordance with real ADS-B system parameters: TS – 112 bits, TBT – 0,5 s. The satellite characteristics of the model satisfy the Iridium system parameters (a satellite altitude – 780 km, 1616-1626,6 MHz frequency band). The bandwidth was taken T1 (1,536 Mbit/s) – the lowest possible for a link in the NetCracker Professional 4.1 software.

Hundreds of aircraft equipped with ADS-B system are simultaneously operating in airspace. That's why channel models with several numbers of aircraft were investigated. As follows from Table 1 AW and AU parameters for satellite-ground (S-G) link are increasing with increasing the number of aircraft connected to the channel (for the model without "Cloud").

Table 1.

Links parameters for different number of aircraft

	(1-1-1) model		(2-1-1) model		(3-1-1) model	
	A-S link	S-G link	A-S links	S-G link	A-S links	S-G link
AW (Kbit/s)	1,8	1,7	1,8	3,5	1,8	5,2
AU (%)	0,1	0,1	0,1	0,2	0,1	0,3
TT (ms)	24,9		24,9		24,9	

An influence of a transaction size on AW, AU and TT parameters depends on the type of the probability distribution law. As it was obtained earlier in paper [2] for messages transmission with small transaction sizes the most profitable are the Constant and Uniform probability distribution laws. For transaction sizes in the range of 100-1000 bytes the best operational characteristics can be achieved for the Constant, Uniform, Normal and Exponential laws.

Variation of TBT parameter means changing the frequency of data packets transmission. Modifying the value of TBT described by the Constant probability distribution law showed that AW and AU parameters increase with decreasing of TBT parameter in the range (1 ms – 10 s) while the value of TT parameter keeps its value. The same results were obtained for A-S and S-G links described by the Uniform, Exponential and Normal laws.

TBT parameter has a significant influence on the link performance. Reducing of TBT parameter leads to decreasing of potential number of aircraft that can be connected to the channel. For example, if TBT is 1 ms for the Constant, Uniform, Exponential and Normal distribution laws the capacity of channel is rapidly worsen in comparison with TBT meaning for 5 ms: AU parameter becomes 56% and the complete saturation of channel utilization is observed when TBT parameter is 1 μs (in this case TT parameter is enormously big).

A cable length is the parameter in NetCracker Professional 4.1 that characterizes the distance between two connected nodes. The (1-1-1) model response on a cable length changes is the same for A-A, A-S, S-G and G-G links: AW and AU parameters of each link are not affected by a cable length. Only TT parameter increases from 25,3 ms to 35,0 ms when a cable length changes from 700 km to

3000 km. This growth has moderate character and it means that in case of satellite transponder oversaturation by incoming calls the ADS-B message can be rerouted to the nearest satellite in the Iridium constellation. In NetCracker Professional 4.1 the bandwidth of each link can be changed.

The increasing of a link bandwidth does not influence on AW parameter but leads to decreasing of AU parameter. TT parameter at the same time almost does not change.

A latency influence on a communication channel was realized in three different ways: modifying the latency value for A-S link, for S-G link and for both links. This influence depends on the distribution law of traffic transmitted by the link. The most acceptable results are obtained for the Constant, Exponential, Normal and Uniform distribution laws.

The results of data transmission modeling over different types of networks for the model (1-1-1) are given in Table 2.

Table 2.

Links parameters for different types of "Clouds"

	X.25		Frame Relay		ATM		SMDS		SONET	
	A-S	S-G	A-S	S-G	A-S	S-G	A-S	S-G	A-S	S-G
AW, Kbit/s	1.8	1.7	1.8	1.7	1.8	1.7	1.8	1.7	1.8	1.7
AU, %	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1	1.4
TT, ms	29.8		156.8		25.5		45.6		72.1	

From Table 2 follows that parameters Average Workload and Average Utilization are the same for all networks excluding SONET network model (AU=1.4 %).

Travel time of message is the best for transmission over ATM network. It can be concluded that ATM is the most convenient technology for information transmission for aviation purposes.

The proposed model can be used as the base for studying of data traffic between aircraft and ground services using several satellites.

References

1. Харченко В. П. Моделювання супутникового авіаційного зв'язку / В. П. Харченко, Ю. М. Барабанов, А. М. Грехов // Вісник НАУ. – 2012. – №1. – С. 5-13.

2. Харченко В. П. Моделювання в середовищі NETCRACKER PROFESSIONAL 4.1 передачі ADS-B повідомлень через супутниковий канал комунікації IRIDIUM / В. П. Харченко, Ю. М. Барабанов, А. М. Грехов, М. С. Іваненко, Р. І. Лобанов // Вісник НАУ. – 2012. – №1. – С. 81-86.

3. Харченко В. П. Моделювання супутникового каналу передачі ADS-B повідомлень / В. П. Харченко, Ю. М. Барабанов, А. М. Грехов // Вісник НАУ. – 2012. – №3. – С. 9-14.

УДК 621.396.933:004.413(043.2)

Н.С. Кузьменко, м.н.с.,
І.В. Васильєв, м.н.с.,
(Національний авіаційний університет, Україна, м. Київ)

НАЗЕМНІ СТАНЦІЇ КЕРУВАННЯ ПОЛЬОТОМ РУХОМОГО ОБ'ЄКТА ПОВІТРЯНОГО ПРОСТОРУ

У даній роботі розглянута визначна роль та особливості застосування наземних станцій керування рухомих об'єктів повітряного простору. Наведені функціональні та оперативні вимоги до наземних станцій керування. Представлені деякі існуючі наземні станції керування, серед яких особливе місце займає наземна станція керування OpenPilot, що має широкий ряд переваг та особливостей.

Наземна станція керування (НСК) відіграє центральну роль в функціонуванні рухомого об'єкта повітряного простору (РОПП). НСК виступає в якості концентратора досліджуваних даних, отриманих від РОПП. НСК взаємодіє з РОПП і наземним персоналом. Вона може відправляти наземлі команди до РОПП, але також може отримувати і відображати параметри польоту РОПП, пов'язані з дистанційним зондуванням або дані телеметрії.

Це включає в себе планування та керування польотом, відображення інформації про стан РОПП, та його моніторинг.

НСК забезпечує необхідний потенціал, для планування польотного завдання і та їх модифікацій. НСК включає в себе такі об'єкти як дисплеї, планування польотного завдання, використання даних, об'єкт комунікації. Архітектура НСК високо процесорно-орієнтована і, отже, комп'ютерна апаратура і програмні технології відіграють важливу роль у реалізації цієї життєво важливої системи.

Спостерігається великий прогрес технологій НСК, задля збільшення продуктивності РОПП. Від простої НСК безпілотних цілей з мінімальною інформацією зворотного зв'язку, сучасні ж НСК включають в себе функції, такі як планування польотного завдання, цифрові карти, супутникові канали зв'язку і можливості обробки зображень.

Функціональні вимоги до НСК

Архітектура НСК для РОПП має відповідати деяким основним функціональним вимогам таких як:

1. Контроль РОПП

Ця функція відноситься до можливості ефективного контролю РОПП під час польотного завдання. Це передбачає наявність відповідних каналів передачі даних для зв'язку з РОПП з можливістю локалізації його позиції та НСК.

2. Керування бортовим обладнанням

РОПП використовує різні дані наземних датчиків. Це потребує різних елементів управління, характерних для обладнання на борту, відповідного

каналу передачі даних для отримання даних, пристроїв відображення та зберігання інформації для використання отриманої інформації.

3. Планування польотного завдання

НСК повинні надавати допомогу оператору РОПП в плануванні польотного завдання з урахуванням можливостей і обмежень систем РОПП. Ця функція забезпечує оператора необхідними знаннями на основі матеріалів, для оптимального профілю польотного завдання, не ставлячи під загрозу безпеку РОПП.

4. Аналіз та поширення даних бортового обладнання

Загалом, інформація, отримана від бортового обладнання потребує обробки для компенсації зовнішніх умов, таких як видимість, маскування і т.д. Крім того, конкретна інформація, така як місце розташування і розміри цілі, повинні бути обчислені. Ці можливості забезпечуються підсистемою обробки зображень (з необхідними можливістями комунікації), яка аналізує і отримує інформацію та поширює дані користувачеві.

5. Система діагностики РОПП

З урахуванням функціональності, що надається системою РОПП, як НСК так і РОПП, як правило є складними системами, що вимагають автоматичної випробувальної установки для їх ефективного технічного обслуговування та розгортання.

6. Навчання оператора

Засоби для навчання оператора у роботі з РОПП, дають можливість практикувати запропоновані плани польотного завдання та аварійні процедури.

7. Післяпольотний аналіз

Можливість зберігання даних польоту і даних бортового обладнання та їх післяпольотний аналіз є однією із вимог до НСК.

Оперативні вимоги до НСК

НСК необхідно відповідати наступним експлуатаційним вимогам.

1. Потенціал спільних операцій

Архітектура НСК має дозволяти роботу системи РОПП в інтегрованому режимі з іншими платформами, такими як пілотовані літаки, супутники та ін.

2. Взаємодія

Коли більш ніж один тип РОПП знаходиться в обслуговуванні, можливість використовувати одну й ту ж НСК (за допомогою реконфігурації програмного забезпечення) з різними типами РОПП є дуже необхідною задля отримання переваг у вартості системи і навчанні операторів.

4. Конфігурація НСК

Типова НСК РОПП включає в себе одну або декілька станцій для керування РОПП, управління польотами, аналіз даних бортового обладнання та обслуговування системи. На додаток до станції оператора, НСК включає в себе канал передачі даних і НСК центральний комп'ютер, який обробляє дані.

5. Канал передачі даних

Канал передачі даних забезпечує життєво важливий зв'язок між різними наземними станціями операторів та бортовими системами.

6. Процесор комунікації

Процесор комунікації використовується для управління потоком даних між НСК і РОПП. Основні функції процесора комунікації є:
- Кодування команд відповідно до зазначеної частоти дискретизації
- Безпомилкове декодування даних низхідної лінії зв'язку
- Перевірка даних перед їх відправкою для подальшої обробки.

Функції РОПП НСК забезпечуються потужною комп'ютерною системою. Функціями, що виконуються цим комп'ютером є:
- Збір та обробка даних РОПП в реальному часі
- Дисплей управління
- Планування польотного завдання, перевірки і завантаження плану до РОПП
- Використання електронних карт
- Поширення даних через C3I канали звязку
- Післяпольотний аналіз
- Діагностика системи

Планування польотного завдання є однією з основних функцій НСК. Модуль планування польотного завдання надає оператору можливість планувати, перевіряти і потім завантажувати дані польотного завдання на РОПП.

Сьогодні існує широкий ряд можливих НСК РОПП, таких як:
- BMP3X UAV Ground Control Stations
- Q ground control GCS
- Draganfly Handheld Ground Control Station
- AAI Ground Control Stations
- dxAutopilot Ground Control Station
- Paparazzi GCS
- Gluon Control Station
- OpenPilot GCS

Загальна блок-схема НСК представлена на рис.1.

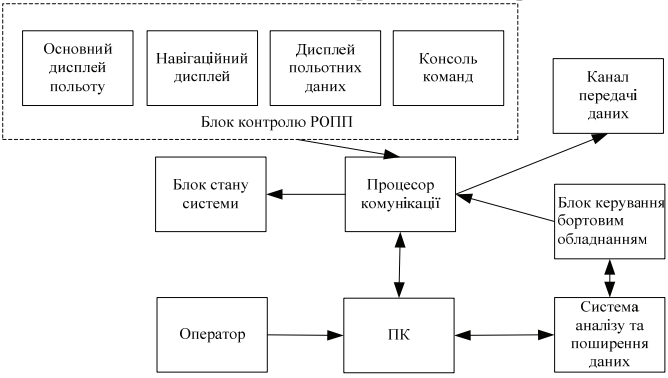


Рисунок 1 ─ Загальна блок-схема НСК

Проект **OpenPilot** - це наступне покоління апаратного-програмного комплексу дистанційно-пілотованого РОПП, включаючи бортове апаратно-

програмне забезпечення для різних РОПП (мультироторні апарати, вертольоти, літаки) та програмне забезпечення НСК.

Бортове обладнання **OpenPilot** є багатоплатною модульною конструкцією, сумісною з великою кількістю різноманітної периферії.

Програмне забезпечення **OpenPilot GCS** це наземна станція керування для налаштування і управління РОПП як по USB, так і по радіоканалу.

Особливості OpenPilot:

- Безкоштовне та просте використання
- Проста інтеграція модулів підсистем користувача, розроблених за відповідним шаблоном
- Повна вбудована підтримка протоколу Futaba S.Bus (до 18 каналів незалежно від кількості фізичних виходів)
- Підтримка OpenPilot GPS, як і будь-яких інших GPS приймачів 1-10Hz або більше, мають протокол NMEA
- Вбудована підтримка USB і послідовного порту для підключення телеметрії.
- Підтримка універсального протоколу UAVTalk для обміну інформацією з наземною станцією управління (GCS)
- Повний доступ на читання / запис з боку GCS до всіх налаштувань і даних системи як на землі, так і в польоті
- Вбудований інтерпретатор мови python для програмування польотних планів та інших користувальницьких функцій
- Збережені дані польоту можуть бути використані для детального аналізу в Matlab та Octave.

Висновок

НСК використовуються для моніторингу та управління РОПП, для проведення операцій за межами прямої видимості. НСК також допомагають операторам швидко реагувати на небезпечні умови польоту, і включити реконфігурації системи РОПП для виконання різних завдань. Для застосування дистанційного зондування, НСК дозволяє відображення і візуалізацію зібраних даних в режимі реального часу, що полегшує процес прийняття рішень на землі. Зокрема, система НСК призначена для виконання наступних 3 функцій:

1. Дистанційне керування РОПП за допомогою пілотажних приладів;
2. Гнучкий і надійний інтерфейс між оператором і бортовою системою керування польотом;
3. Реалістична платформа дослідження для вивчення взаємодії людини і машини.

Одним з представлених варіантів є НСК OpenPilot, що має широкий ряд переваг та особливостей.

Список літератури

1.Харченко В.П., Чепіженко В.І., Тунік А.А., Павлова С.В. Авіоніка безпілотних літальних апаратів / В.П. Харченко, В.І. Чепіженко, А.А. Тунік, С.В. Павлова; за ред. В.П. Харченка. – К.: ТОВ «Абрис-принт», 2012. – 464с.

2.Natarajan G. Ground Control Stations for Unmanned Air Vehicles / G.Natarajan // Aeronautical Development Establishment – Bangalor, 229-237 p

3.[Електронний ресурс] – Режим доступа: www.openpilot.org

УДК 656.7.086 (45)

Т.Ф. Шмельова, к.т.н., доц.
В.О. Волкогон,
(Національний авіаційний університет, Україна, м. Київ)

МЕТОДИКА ДІАГНОСТИКИ ПОТОЧНОГО ЕМОЦІЙНОГО СТАНУ ПІЛОТА В ПОЗАШТАТНИХ СИТУАЦІЯХ

Розглянуто підходи до ідентифікації поточного емоційного стану пілота за допомогою методів дисперсійного аналізу та динамічного моделювання; розроблено методику визначення стійкості ергатичної системи «Диспетчер – Пілот – Повітряний корабель» при деформаціях емоційного стану пілота в позаштатних ситуаціях.

Важливе місце в єдиній транспортній системі України належить авіаційному транспорту, значення якого у світі постійно зростає. З кожним роком літаки стають все більш досконалим і більш надійними, але ж функції людини ускладнюються, за статистикою до 90% причин авіаційних подій у світі трапляється з вини людського фактору [1]. Згідно з документами, що регламентують льотну експлуатацію і управління повітряним рухом (УПР), остаточне рішення у разі виникнення позаштатних ситуацій приймає командир повітряного корабля (ПК). Але відповідальність за своєчасні й правильні рекомендації в позаштатних ситуаціях покладено на авіадиспетчера [2].

Для диспетчера важливо володіти оперативною інформацією щодо розвитку позаштатної ситуації; поточного емоційного стану людини-оператора (Л-О), що керує ПК з метою кількісної оцінки прогнозу розвитку позаштатної ситуації з урахуванням можливостей Л-О, що діє в екстремальних умовах, це передбачається, також, розвитком аеронавігаційних систем (АНС) в бік інтеграції наземних і бортових засобів за допомогою сучасних супутникових технологій [3]. Дослідження в світовій практиці щодо визначення змін в емоційному стані Л-О проводяться, в основному, за рахунок безпосередніх вимірювань таких фізіологічних характеристик, як пульс, кров'яний тиск, тремор рук, піт, зміни в радужній оболонці ока, тощо, що застосовують відповідну медичну апаратуру, датчики [4]. Такі дослідження фізичного стану оператора мають практичне значення, але виникають труднощі отримання фактичних замірів емоційного стану Л-О у процесі виконання професійних обов'язків, особливо у разі виникненні позаштатних ситуацій. Необхідний розвиток досліджень з отримання реальних характеристик емоційного стану пілота без втручання в ергономічні умови його операторської діяльності. Такими засобами оцінювання стану роботи пілота є параметри пілотування та переговори в кабіні екіпажу. Більш доступними є параметри пілотування (відхилення елеронів, руля напрямку тощо), які реєструються сучасними засобами [5].

Для оперативного визначення відхилень емоційного стану пілота та упередження прийняття ним рішення в умовах ризику застосовувалася

концепція психічної діяльності людини, в основу якої покладено властивість свідомості людини затримувати або прискорювати плин суб'єктивного часу відносно реального часу. Деформації емоційного стану визначаються за допомогою апріорних моделей діяльності Л-О, побудованих на основі апостеріорних досліджень фактичного матеріалу розслідування авіаційних подій, отриманих Міжнародним авіаційним комітетом (МАК) [1]. Спонтанне (оптимальне) пілотування характеризується правильністю та своєчасністю дій пілота в особливій ситуації. За зростанням емоціонального напруження можливий перехід пілота до потенційно небезпечних видів психічної діяльності: емоційної – із випередженням дій відносно реального часу та розсудливої – із запізненням дій відносно реального часу. Спонтанне пілотування забезпечується, здебільшого, автоматичними психічними процесами і характеризується безпомилковістю дій пілота у межах попереднього досвіду [6]. Дії пілота в оптимальному (спонтанному), емоційному та розсудливому режимах діяльності визначені фазовими траєкторіями відхилення елеронів і руля напрямку [1]. Графіки відтворюють типи деформацій емоційного досвіду пілота, що керує ПК, залежно від відхилень елеронів при появі емоційного напруження. Можливість застосування в реальному часі цих графічних моделей дозволить своєчасно розпізнати емоційний стан пілота..

За допомогою дисперсійного аналізу за фазовими портретами відхилення елеронів отримано математичні моделі спонтанного, емоційного і розсудливого типів діяльності Л-О. Альтернативним методом ідентифікації емоційного стану пілота в екстремальних умовах польоту є дисперсійний аналіз, комплексне застосування якого разом з методом фазової площини забезпечить точність та надійність отриманих результатів. Розроблено методику ідентифікації поточного емоційного стану пілота із застосування методів дисперсійного аналізу за допомогою якого визначаються дисперсії для спонтанного, емоційного та розсудливого типу психічної діяльності [2; 7]. Можливі відхилення елеронів моделюються за допомогою генератора випадкових чисел.

Для діагностики емоційного стану Л-О і визначення стійкості ергатичної системи «Диспетчер – Пілот – ПК» при деформації емоційного досвіду у разі виникненні позаштатної ситуації в польоті розроблено методику розрахунку годографа Найквіста (із запізненням).

Методика визначення стійкості ергатичної системи «Диспетчер – Пілот – ПК»:

1. Амплітудно-фазова характеристика розімкненої системи:

$$W_{раз}(jw) = W^*_{раз}(jw)\, e^{-\tau jw} = A(w)e^{j(\phi(w)-w\tau)} = U(w) + jV(w)$$

2. Амплітудно-частотна характеристика розімкненої системи *A(w):*

$$A(\omega) = \sqrt{U^2(\omega) + V^2(\omega)}\,.$$

3. Фазочастотна характеристика, *φ(w)*, рад: $\varphi(\omega) = arctg\dfrac{V(\omega)}{U(\omega)} = -arctgT\omega$.

4. Фазочастотна характеристика, φ(*w*), град.:

$$\varphi'(w) = -180° - \varphi(w).$$

5. Запізнення, рад: $\tau w = 0{,}15w$, де $\tau = 0{,}15$ с.

6. Запізнення, град.: $\tau w = 0{,}15w$, де $\tau = 0{,}15$ с.
7. Кут запізнення в полярних координатах: φ" (w), град.:

$$\varphi''(w) = \varphi'(w) + \tau w = -180° - \varphi(w) + \tau w = -180° - \varphi(w) + 0{,}15w.$$

8. Модуль φ" (w), град.
9. Модуль φ" (w), рад. φ" (w), рад.
10. Дійсна частина годографа Найквіста (із запізненням):

$$U'(w) = A(w) \cdot \cos\left|\varphi''(w)\right| \cdot$$

11. Уявна частина нового годографа (із запізненням):

$$V'(w) = A(w) \cdot \sin\left|\varphi''(w)\right| \cdot$$

12. Годографи Найквіста за типом психічної діяльності для діагностики емоційного стану Л-О і визначення стійкості ергатичної системи «Диспетчер – Пілот – ПК» при деформації емоційного досвіду: спонтанний $K_D(D_1)$=0,69; емоційний $K_D(D_2)$=3,19; розсудливий $K_D(D_3)$=1,66 (рис.1).

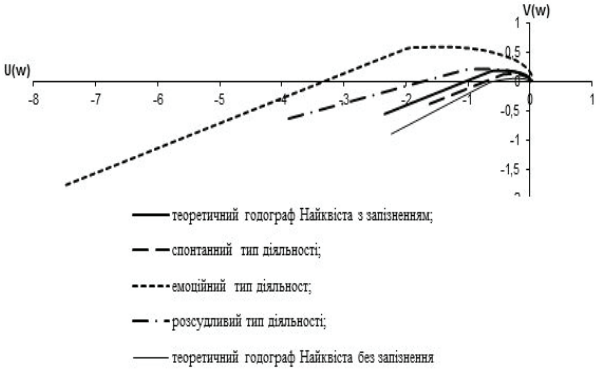


Рис.1. Визначення годографів Найквіста

Моніторинг поточного емоційного стану Л-О і діагностика деформацій емоційного досвіду у вигляді переходів до небезпечних типів діяльності Л-О (розсудливого чи емоційного) в екстремальних ситуаціях та визначення функціональної стійкості Л-О дозволить своєчасно попередити розвиток польотної ситуації в бік погіршення.

Запропонована методика дозволять своєчасно діагностувати та прогнозувати можливі дії людини-оператора в позаштатних ситуаціях. Розробки може мати суттєвий інтерес для авіакомпаній, які прагнуть досягти високої якості моніторингу за програмою LOSA («Line operations Safety Audit») і пропонуються для використання в рамках програми аудитів безпеки польотів LOSA з метою створення бази даних дій екіпажів в реальних польотах [8; 9].

Висновок

Проведено діагностику емоційного стану Л-О АНС за допомогою методів дисперсійного аналізу. Отримано моделі небезпечної деформації емоційного стану Л-О АНС у разі виникненні ОВП.

Визначено стійкість АНС у разі відхилення емоційного стану психічної діяльності Л-О від оптимального, у випадку деформацій емоційного стану Л-О.

Список літератури

1. Лейченко С.Д. Человеческий фактор в авиации: монография в 2-х книгах / С.Д. Лейченко, А.В. Малышевский, Н.Ф. Михайлик. – Кн. 1. – Кировоград: ИМЕКС, 2006. – 512 с.
2. Харченко В.П. Прийняття рішень оператором аеронавігаційної системи: монографія / В.П. Харченко, Т.Ф. Шмельова, Ю.В. Сікірда. – Кіровоград: КЛА НАУ, 2012. – 292 с.
3. Глобальный аеронавигационный план применительно к системам CNS/ATM. / Doc. 9750. – Канада, Монреаль: ICAO, 2007. – 139 с.
4. Базлев Д.А. Концепция построения бортовой информационно-экспертной системы поддержки действий летчика в особых ситуациях полета / Д.А. Базлев, В.Н. Евдокименков, Н.В. Ким, М.Н. Красильщиков // Вестник компьютерных и информационных технологий. – 2007. – №1. – С.15–20.
5. Денисов В.Г. Инженерная психология в авиации и космонавтике / В.Г. Денисов, В.Ф. Онищенко. – М.: Машиностроение, 1972. – 316 с.
6. Лефевр В.А. Функции быстрой рефлексии в биполярном выборе / В.А. Лефевр, Дж. Адамс-Вебер // Рефлексивные процессы и управление. – 2001. – №1.– Июль-декабрь. – Т. 1. – С. 34–46.
7. Харченко В.П. Графоаналітичні моделі прийняття рішень людиною-оператором аеронавігаційної системи / В.П. Харченко, Т.Ф. Шмельова, Ю.В. Сікірда // Вісник Національного авіаційного університету. – 2011. – №1. – С. 5–17.
8. Human Factors Guidelines for Safety Audits Manual / Doc. 9806-AN/763. – 1-st Edition. – Canada, Montreal: International Civil Aviation Organization, 2002. – 138 p.
9. Pilot’s Handbook of Aeronautical Knowledge /FAA-H-8083-25 // Chapter 17: Aeronautical Decision Making. – USA.: FAA, Department of Transportation, 2008. – P. 17.1–17.32.

УДК 656.7.084:519.857

Д.В. Васильєв
(Національний авіаційний університет, Україна, м. Київ)

ЗАСТОСУВАННЯ БАГАТОКРИТЕРІАЛЬНОГО ДИНАМІЧНОГО ПРОГРАМУВАННЯ ДЛЯ ОПТИМІЗАЦІЇ РОЗВ'ЯЗАННЯ КОНФЛІКТНИХ СИТУАЦІЙ МІЖ ЛІТАКАМИ

Розроблено процедуру послідовного формування множини парето-ефективних безконфліктних траєкторій польоту літаків із застосуванням багатокритеріального динамічного програмування.

Сьогодні в умовах постійного збільшення інтенсивності польотів значно зростає необхідність та роль систем підтримки прийняття рішень, які повинні забезпечувати своєчасне виявлення і розв'язання конфліктних ситуацій у повітряному русі. Доцільним є створення оптимізаційних методів усунення потенційних конфліктів, у яких при пошуку маневрів літаків задаються критерії оптимальності.

Розв'язання конфліктної ситуації між літаками розглядається як багатокритеріальна задача прийняття рішень, яка полягає у виборі безконфліктних траєкторій польоту з урахуванням декількох критеріїв оптимальності та обмежень.

Альтернативами вибору є можливі траєкторії польоту літака, який здійснює маневрування для усунення конфлікту. Під маневруванням розуміються зміна курсу, швидкості, висоти польоту або їх поєднання.

Безумовним обмеженням є безпека польотів, яка забезпечується витримуванням норм ешелонування.

Критеріями оптимальності, які характеризують ефективність усунення конфлікту, є регулярність та економічність польотів, складність маневрування тощо. Показниками таких критеріїв є відхилення від плану польоту, витрати палива, час маневрування, кількість змін профілю польоту.

Необхідність окремого врахування критеріїв регулярності, економічності та складності маневрування пояснюється тим, що при виконанні літаками комбінованих маневрів по зміні напрямку, швидкості та висоти польоту сумарні відхилення від плану польоту, витрати палива і показники складності маневрування не мають прямої залежності між собою.

Обрані критерії оптимальності c утворюють вектор $\mathbf{C} = \{c_i\}, i = \overline{1,n}$. Значення критеріїв оптимальності визначаються шляхом приведення відповідних показників ефективності q до однакової шкали виміру та безрозмірного типу.

Задачею розв'язання конфліктної ситуацій є вибір такої просторово-часової траєкторії польоту $\mathbf{T}^*$, яка забезпечує усунення конфлікту та відповідає обраним критеріям оптимальності (мінімальним значенням показників ефективності):

$$\mathbf{T}^* = \arg\min_{\mathbf{T}\in\Omega}\{c_1(\mathbf{T}),\ldots,c_n(\mathbf{T})\},$$

де Ω – множина можливих безконфліктних траєкторій польоту.

В роботі запропоновано процедуру послідовного формування множини парето-ефективних безконфліктних траєкторій польоту із застосуванням багатокритеріального динамічного програмування.

Розв'язання конфліктної ситуації є керованим процесом, при якому необхідно враховувати динаміку польоту літаків та вплив цілої низки збурюючих чинників. Оптимальне планування керованих процесів забезпечує метод динамічного програмування.

Запобігання потенційного конфлікту розглядається як послідовний багатоетапний процес прийняття рішень. Тоді задача формування безконфліктної траєкторії польоту формулюється наступним чином – з множини можливих керувань знайти таке, яке переведе літак з початкового стану (конфлікт виявлено) в кінцевий (вихід з зони управління повітряним рухом) таким чином, що конфліктну ситуацію буде усунено, а показники ефективності польоту набудуть мінімального значення.

Літак, який здійснює маневрування, є дискретною динамічною системою $\mathbf{S}$.

Система $\mathbf{S}$ визначається як сукупність:

$$\mathbf{S} = \{\mathbf{D}_x, \mathbf{X}_0, \mathbf{K}, \mathbf{D}_u(\mathbf{X}), f(\mathbf{X},\mathbf{U}), I(\mathbf{X},\mathbf{U}), \Delta q_1(\mathbf{X},\mathbf{U}),\ldots,\Delta q_n(\mathbf{X},\mathbf{U})\},$$

де $\mathbf{D}_x$ – множина станів системи; $\mathbf{X}_0$ – початковий стан; $\mathbf{X}_k$ – кінцевий стан; $\mathbf{D}_u(\mathbf{X})$ – множина можливих керувань $\mathbf{U}$ в стані $\mathbf{X}$; $f(\mathbf{X},\mathbf{U})$ – функція переходу із стану $\mathbf{X}$ під дією керування $\mathbf{U}$; $I(\mathbf{X},\mathbf{U})$ – індикаторна функція наявності порушення норм ешелонування при переході із стану $\mathbf{X}$ під дією керування $\mathbf{U}$; $\Delta q_i(\mathbf{X},\mathbf{U})$ – витрати за кожним i критерієм оптимальності при переході із стану $\mathbf{X}$ під дією керування $\mathbf{U}$, $i = \overline{1,n}$.

Вектор стану $\mathbf{X}$ містить координати, висоту, швидкість, курс польоту літака. Вектор вхідних керувальних сигналів $\mathbf{U}$ містить задані значення прискорення, кутів крену та тангажу.

Якщо при переході із стану $\mathbf{X}$ під дією керування $\mathbf{U}$ відбувається порушення норм ешелонування, що відображається відповідною індикаторною функцією $I(\mathbf{X},\mathbf{U})$, тоді таке керування вважається недопустимим (накладається обмеження за безпекою польотів).

Також на керування накладаються обмеження відповідно до льотно-технічних характеристик літаків, вимог щодо комфортності пасажирів при маневруванні.

Всі обмеження визначають множину можливих керувань $\mathbf{D}_u(\mathbf{X})$.

Для довільної траєкторії $\mathbf{T} = \{\mathbf{X}_0, \mathbf{X}_1, \ldots \mathbf{X}_m\}$ значення показників q, що характеризують ефективність польоту, визначаються наступним чином:

$$q_i(\mathbf{T}) = \sum_{j=1}^{m} \Delta q_i\left(\mathbf{X}_{j-1}, \mathbf{U}_j\right).$$

Показники ефективності q утворюють вектор $\mathbf{Q} = \{q_i\}, i = \overline{1,n}$.

При використанні в якості показників ефективності q відхилень від планового часу та висоти польоту, витрат палива, часу маневрування та кількості змін профілю польоту забезпечується адитивність витрат $\Delta q(\mathbf{X}, \mathbf{U})$ при переході між станами.

Для визначення множини парето-ефективних оцінок траєкторій $\mathbf{E}(\mathbf{X})$ при переході до стану $\mathbf{X}$, який слідує безпосередньо за станом $\mathbf{X}'$, застосовується рівняння багатокритеріального динамічного програмування [4]:

$$\mathbf{E}(\mathbf{X}) = \text{eff} \bigcup_{\mathbf{X}' \in \Pi} \left(\mathbf{E}(\mathbf{X}') \oplus \{\Delta q_i(\mathbf{X}', \mathbf{U}')\}\right), i = \overline{1,n},$$

де eff – оператор знаходження парето-ефективних оцінок; Π – множина станів, що безпосередньо передують стану $\mathbf{X}$; $\mathbf{U}'$ – керування, що переводить літак із стану $\mathbf{X}' \in \Pi$ до стану $\mathbf{X}$.

Позначимо $\mathbf{K}$ множину повних траєкторій польоту, за якими літак переходить від початкового стану $\mathbf{X}_0$ до кінцевого $\mathbf{X}_k$.

В результаті множина $\mathbf{P}$ парето-ефективних безконфліктних траєкторій польоту визначається як:

$$\mathbf{P} = \left\{\mathbf{T} \in \mathbf{K} \middle| \mathbf{Q}(\mathbf{T}) \in \mathbf{E}(\mathbf{X}_k)\right\}.$$

Подальший вибір оптимальної безконфліктної траєкторії польоту ПК $\mathbf{T}^*$ виконується шляхом звуження множини парето-ефективних траєкторій $\mathbf{P}$.

В загальному випадку для вибору оптимальної безконфліктної траєкторії можуть застосовуватися метод вибору головного критерію, метод лексикографічного впорядкування критеріїв, метод згортання векторного критерію тощо.

Пропонується здійснювати вибір оптимальної траєкторії $\mathbf{T}^*$ з використанням методу лінійного згортання векторного критерію оптимальності $\mathbf{C}$ шляхом розв'язання наступної задачі [2]:

$$\min_{\mathbf{T} \in \mathbf{P}} \max_{\mathbf{W} \in \mathbf{D}_w} \sum_{i=1}^{n} w_i c_i(\mathbf{T}),$$

де w – вагові коефіцієнти, які відображають відносну важливість критеріїв та у сукупності утворюють вектор коефіцієнтів $\mathbf{W} = \{w_i\}, i = \overline{1,n}$.

Область допустимих значень вагових коефіцієнтів $\mathbf{D}_w$ визначається з урахуванням того, що обрані критерії оптимальності проранжовані в порядку зменшення важливості, а коефіцієнти не можуть бути меншими заданого параметра $w_0 > 0$:

$$c_1 \succ c_2 \succ \ldots \succ c_n \Leftrightarrow w_1 \geq w_2 \geq \ldots \geq w_n ,$$

$$\mathbf{D}_w = \left\{ \mathbf{W} \middle| \sum_{i=1}^{n} w_i = 1;\ w_i \geq w_{i+1},\ i = \overline{1, n-1};\ w_n \geq w_0 > 0 \right\}.$$

Висновки

В роботі розроблено процедуру послідовного формування множини парето-ефективних безконфліктних траєкторій польоту із застосуванням багатокритеріального динамічного програмування. Показано, що вибір оптимальної траєкторії маневрування з визначеної множини парето-ефективних траєкторій може бути здійснений з застосуванням методу згортання векторного критерію оптимальності.

Перевагою застосування динамічного програмування є те, що при формуванні траєкторій маневрування можливо застосовувати математичні моделі керованого руху літаків. Такі траєкторії можуть бути реалізовані за відповідними режимами, що задаються в існуючих автоматичних бортових системах керування польотом.

Запропонований спосіб вирішення задачі багатокритеріальної оптимізації процесів розв'язання конфліктних ситуацій є універсальним і може бути застосований для створення систем підтримки прийняття при управлінні повітряним рухом в умовах виникнення конфліктів.

Список літератури

1. *Vasyliev D.V.* Multiobjective Optimization of Aircraft Conflicts Resolution / D.V. Vasyliev // The Fifth World Congress "Aviation in the XXI-st Century" - "Safety in Aviation and Space Technologies": September 25-27, 2012.: Proceedings. – Kyiv: NAU, 2012. – Volume 2. – P. 3.1.15-3.1.17.

2. *Васильєв Д.В.* Вибір траєкторій маневрування літаків для усунення конфліктної ситуації за векторним критерієм оптимальності / Д.В. Васильєв // Гіротехнології, навігація, керування рухом і конструювання авіаційно-космічної техніки: IX міжнар. наук.-техн. конф., 17-18 квітня 2013 р.: збірка доп. – К.: НТУУ «КПІ», 2013. – С. 166-171.

3. *Кини Р.Л.* Принятие решений при многих критериях: предпочтения и замещения / Р.Л. Кини, Х. Райфа; пер. с англ. под ред. И.Ф. Шахнова. – М.: Радио и связь, 1981. – 560 с.

4. *Коган Д. И.* Динамическое программирование и дискретная многокритериальная оптимизация : учеб. пособие / Д. И. Коган. – Н. Новгород: Изд-во Нижегор. гос. ун-та, 2005. – 260 с.

5. *Лотов А.В.* Многокритериальные задачи принятия решений: учебное пособие. / А.В. Лотов, И.И. Поспелова. – М.: МАКС Пресс, 2008. – 197 с.

6. *Таха Хэмди А.* Введение в исследование операций, 6-е издание / Хэмди А. Таха; пер. с англ. – М.: Издательский дом «Вильямс», 2001. – 912 с.

УДК 331.101.1:629.735 (043.2)

Л.В.Благая, аспірант,
(Національний авіаційний університет, Україна, м. Київ)

ХАРАКТЕРИСТИКИ ЛЮДИНИ-ОПЕРАТОРА ЯК ЕЛЕМЕНТА АВІАЦІЙНОЇ СОЦІОТЕХНІЧНОЇ СИСТЕМИ

Розглянуто характеристики людини-оператора як найважливішого елемента авіаційної соціотехнічної системи і новий метод визначення надійності людини-оператора через його функціональний стан.

Висока аварійність на авіаційному транспорті, великі економічні збитки, зростаюча ціна помилок оператора визначають постійну необхідність пошуку шляхів і засобів забезпечення ефективного функціонування людини в подібних системах в нормальних і екстремальних умовах діяльності.

Актуальність цієї роботи визначається безперервно зростаючою значимістю вивчення причинно-наслідкових відносин у системах взаємодій людини із засобами управління технічними об'єктами.

Введення нових інформаційних технологій, комп'ютеризація праці та життя людини спричинили собою зміну традиційних уявлень про професіоналізм. В авіації є гостра проблема підбору надійного персоналу, який забезпечує високу точність і безпомилковість виконання трудових операцій у технологічному процесі.

Можливості людини-оператора (Л-О), як і його обмеження, випливають із фізіологічних і психологічних якостей людини і особливостей виконуваної діяльності.

В авіаційній галузі впродовж всієї історії її існування проводиться величезна робота із зменшення впливу людського фактору [1, 2], але повністю уникнути його не вдається, як не вдається створити абсолютно надійну складну технічну систему. Нерідко деякі властивості людини та зовнішні обставини не дозволяють отримати необхідну продуктивність та якість праці.

Людина є ключовим елементом при створенні та використанні систем, процесів, технологій авіаційного призначення. При цьому незмінно постає проблема забезпечення максимально можливої безпеки польотів. Загальновідомо, що кожні три із чотирьох авіаційних подій є результатом збоїв у працездатності людини [3], а це означає, що будь-які поліпшення в даній сфері будуть значною мірою сприяти підвищенню рівня безпеки польотів.

Основними етапами діяльності Л-О при взаємодії з машиною є [4]: вибір і прийом інформації; переробка інформації; прийняття рішення; виконання фізичних дій на основі прийнятих рішень; перевірка результатів шляхом прийняття нової інформації.

Людина як керуюча система володіє певними характеристиками. Навіть для техніки, експлуатованої без участі людини (наприклад, прилади, що встановлюються на борту ракети), необхідно враховувати вплив людини на етапах виготовлення, настройки та контролю її працездатності.

Л-О як система складається з трьох блоків: приймаючий пристрій

(органи відчуття – зір, слух, дотик, смак, нюх); система, що приймає рішення (центральна нервова система); вихідний пристрій (органи руху, мови). Кожен з блоків системи Л-О характеризується такими найважливішими параметрами: часом реакції, швидкістю переробки інформації, надійністю прийняття рішення, зором, слухом, тактильною чутливістю, антропометричними даними людини.

Загальний час сенсомоторної реакції – це виконання певного руху (наприклад, поворот керма) у відповідь на сигнал, що раптово виник з максимально швидкою для людини реакцією.

Час сенсомоторної реакції складається з двох складових: латентного періоду реакції і тривалості моторної дії. Латентний період реакції (час від моменту появи сигналу до початку відповідної дії) визначається органом почуття, на який діє подразник.

У таблиці наведені середні величини латентного періоду при впливі зовнішніх подразників середньої інтенсивності на різні аналізатори.

Анализатор (якість сигнала-подразника)	***Латентний період, с.***
Тактильний (торкання)	0,09 - 0,22
Слуховий (звук)	0,12 - 0,18
Зоровий (світло)	0,15 - 0,22
Нюховий (запах)	0,31 - 0,39
Температурний (тепло – холод)	0,28 - 1,6
Больовий	0,13 - 0,89
Вестибулярний	0,4 - 0,8

З великої кількості показників якості роботи Л-О в ергатичній системі найбільш часто використовують [5] :

- швидкодію;
- напруженість;
- економічність;
- надійність.

Швидкодія оператора характеризується тривалістю робочого циклу при припущенні, що в середньому початок робіт запізнюється щодо моменту видачі завдання на 0,2 с, при середній продуктивності оператора. Швидкодію конкретного оператора може бути визначено з використанням тренажера або хронометрування на реальному робочому місці. Пропускна здатність або швидкість переробки інформації людиною-оператором вимірюється в бітах в секунду (біт / с). Як система людина володіє наступними характеристиками:

• максимальна пропускна здатність - не більше 40 біт / с;

• номінальна пропускна здатність - 6 біт / с;

• мінімальна пропускна здатність - не менше 2 біт / с.

Мінімальна пропускна здатність характеризується тим, що низький темп надходження інформації негативно впливає на ймовірність прийняття правильного рішення (аж до засипання оператора). Не дарма робота

авіадиспетчерів вважається однією з найважчих. Їм доводиться працювати на нижній і верхній межі пропускної здатності, плюс висока ціна помилки.

Низький темп подачі вхідної інформації (порівняний із сигналами, що заважають) проявляється в падінні активності Л-О, висока ступінь подачі вхідної інформації – до різкого зростанням помилок і відмови Л-О від виконання завдання. Пропускна здатність залежить також від умов роботи і від того, наскільки повно відповідають ці умови психофізіологічним і

Напруженість роботи оператора визначається ступенем функціонального напруження його організму, нервового або фізичного в реальних і екстремальних умовах.

Економічність оператора визначається як відношення кількісного результату його роботи до витрат на підготовку і підтримання кваліфікації оператора.

Надійність оператора характеризує його властивість виконувати задані функції протягом певного часу при заданих умовах роботи. Показники надійності людино-машинних систем повинні враховувати властивості і людини, і машини. Однак якщо методи оцінки надійності машини досить добре розроблені, то розрахунок надійності Л-О представляє суттєві труднощі і є актуальним в даний час при вирішенні проблеми безпеки польотів.

Одним з важливих напрямків, по якому йде вирішення проблеми ефективності професійної діяльності на авіаційному транспорті, є проведення профвідбору на основі аналізу професійно важливих якостей, необхідних оператору. Проте, встановлено, що близько 40% операторів, які допустили аварійні інциденти в роботі, володіли високим рівнем розвитку професійно важливих якостей. При цьому основна увага при профвідборі направлена на вивчення психофізіологічних якостей оператора.

Робота під назвою «Спосіб визначення надійності як системної властивості людини-оператора» належить І.А. Шевчуку [6] . З точки зору нового способу, якісний персонал повинен відрізнятися безвідмовністю, безпомилковістю і своєчасністю дій. Вчений дійшов висновку, що наявність таких якостей може визначити аналіз функціонального стану Л-О (про профпридатність краще розповість серце, ніж солідний професійний досвід).

Цей складний аналіз складається з двох блоків. У першому з них за допомогою російського медичного приладу «Ритм-МЕТ» (комплекс автоматизований ритмографічний для скринінгового контролю серцевого ритму і артеріального тиску) оцінюються фізіологічні резерви Л-О. В основному перевіряються параметри системного кровообігу, найбільш «чутливим» з яких є варіабельність серцевого ритму. У другому блоці досліджень учений пропонує уважно вивчити психофізіологічний стан людини. Тут «під мікроскоп» потрапляє рухливість основних нервових процесів, а також врівноваженість процесів збудження і гальмування в корі головного мозку.

В результаті по кожному з цих експериментів робиться висновок. А потім всі ці дані обробляють за допомогою спеціального алгоритму і привласнюють людині, що зазнала настільки пильного аналізу, певний клас професіоналізму.

Таке дослідження є зручним способом за короткий час отримати надійну інформацію про стан фізіологічних резервів організму. Але, найціннішим в цьому способі є можливість корекції функціонального стану людини. Спеціаліст, який проводить обстеження, може не тільки визначити погіршення стану, але і виявити причини «непрофесійної» недуги і дати конкретні рекомендації.

Висновки

У сучасних умовах розвитку авіації та постійного зростання рівня інтенсивності польотів актуальним є аналіз діяльності людини-оператора як елемента складної авіаційної соціотехнічної системи. Важливим аспектом тут є вплив надійності роботи оператора в критичних ситуаціях на безпеку польотів. Експериментально встановлено, що певна частина операторів, що володіють відповідною кваліфікацією, часто виявляють свою неспроможність при виникненні аварійних (критичних) ситуацій.

Людина є ключовим елементом при створенні та використанні систем, процесів, технологій авіаційного призначення і як керуюча система володіє певними характеристиками. Саме дослідження та вивчення останніх і є основним при вирішенні проблеми безпеки повітряного руху. Розглянутий спосіб визначення надійності як системної властивості людини-оператора є достатньо інформативним і заслуговує на впровадження в систему профвідбору авіаційного персоналу.

Список літератури

1. Основные принципы учета человеческого фактора в руководстве по проведению проверок безопасности полетов. Издание первое, 2002 г. Doc 9806-AN/763 (Издание 2002 г). Режим доступу: http://aviadocs.net/icaodocs/Docs/

2. Человеческий фактор в системе мер безопасности гражданской авиации AN/765 (Издание 2002г). Режим доступу: http://aviadocs.net/icaodocs/Docs/

3. *Павлова С.В., Благая Л.В.* Аналіз людського фактора під час керування сучасним повітряним кораблем / Вісник НАУ. – 2012. – № 4 (53). – С. 20–25.

4. *Харченко В.П., Шмельова Т.Ф., Сікірда Ю.В.;* Прийняття рішень оператором аеронавігаційної системи: монографія / В.П. Харченко, Т.Ф. Шмельова, Ю.В. Сікірда. – Кіровоград: КЛА НАУ, 2012. – 292 с.

5. *Новикова Н.М.* Автоматизация исследований психофизиологических характеристик человека-оператора// Изв. высш. учебн. заведений. Электроника. – 2002. №3. – С.74-77.

6. Украинская техническая газета № 5 (262), 05.02.2013. Режим доступу: www.tehnichka.com/index.php?option=com_content&view=article&id=767:detektor-profprigodnosti&catid=17:vysshee-obrazovanie&Itemid

УДК 656.7.05;351.814.2 (043.2)

О.Н. Алексеев, кандидат технических наук, (Національний авіаційний університет, Україна, Київ)
А.А. Задорожняя, главный специалист отдела ATM/CNS Госавиаадминистрации Украины

РАЗРАБОТКА УПРАВЛЯЮЩИХ РЕШЕНИЙ С ЦЕЛЬЮ СНИЖЕНИЯ РИСКОВ ВОЗНИКНОВЕНИЯ АВИАЦИОННЫХ ПРОИСШЕСТВИЙ ДО ПРИЕМЛЕМОГО УРОВНЯ

В данной работе представлен анализ проблем, основные причины возникновения авиационных происшествий трех категорий (CFIT, LOC и RWY) и рекомендации по повышению уровня безопасности полетов, которые осуществляются в странах-участницах Соглашения о гражданской авиации и об использовании воздушного пространства с учетом специфики региона.

На 37 сессии Ассамблеи ИКАО был представлен ряд предложений по повышению безопасности полетов в международном воздушном пространстве, которые получили одобрение мирового авиационного сообщества, и нашли отражение в резолюции Ассамблеи, рекомендующей расширение деятельности региональных структур с возможностью применения механизма непрерывного мониторинга (МНМ) в рамках Универсальной программы ИКАО по проведению проверок в сфере обеспечения безопасности полетов (УППАБ). В январе 2012 г. на первом заседании Европейской региональной группы по безопасности полетов (RASG-EUR), в докладе руководителя аэронавигационного бюро ИКАО указано, что доля авиационных происшествий категории RWY достигает почти 60%, LOC – более 6% и CFIT – около 5%. В регионе стран-участниц Соглашения о гражданской авиации и об использовании воздушного пространства (далее Соглашения) на указанные авиационные происшествия (CFIT, LOC и RWY) приходится 44% от всех авиационных происшествий, 67,4% от всех катастроф в период 2002-2011 гг. В соответствии с пунктом 3.12 Протокола совещания RCOG/01 24-25 апреля Межгосударственному авиационному комитету (далее МАК) наряду с несколькими другими международными организациями было поручено представить подробную информацию, касающуюся имеющихся инициатив, направленных на снижение рисков возникновения происшествий на ВПП (RWY), столкновения исправных ВС с землей (CFIT) и потери управляемости в полете (LOC).

Анализ авиационных происшествий, выполненный на основе обобщения многолетних материалов расследования происшествий по столкновению с землей исправных гражданских самолетов с 1-3 класса были выявлены характерные ошибки экипажа и диспетчеров ОВД, сочетание которых приводило к событиям категории CFIT. Основными ошибками экипажа были: некомплексное использование экипажем бортовых и наземных аэронавигационных средств; неправильная работа экипажа с аэронавигационными системами самолета; плохое знание экипажем рельефа

местности в районе горных аэродромов, схем снижения и захода на посадку (STAR), особенно на запасном аэродроме; непринятие экстренных мер экипажем при попадании в облачность в условиях захода на посадку по правилам визуального полета. Причинами вышеизложенных ошибок экипажа явились: непонимание или недооценка опасности и последствий особой ситуации, созданной в результате неправильных его действий; несобранность, неорганизованность, невнимательность, растерянность; комплектование экипажа без учета опыта каждого члена экипажа и психологической совместимости; недостаточный объем тренировок пилотов на тренажере с имитацией возможных усложнений полета.

Для предотвращения событий категории CFIT требуется совершенствование средств навигации и самолетовождения, среди которых первоочередными являются следующие меры: активизация работ по реализации концепции CNS-ATM, в том числе внедрение обязательного требования по оборудованию воздушных судов глобальной спутниковой системой навигации GNSS, в целях обеспечения максимально возможной точности и надежности навигации; установка на всех самолетах систем, соответствующих требованиям к EGPWS; повсеместное и полное внедрение SARPS ИКАО по использованию единой Всемирной геодезической системы координат WGS-84 (или аналогичной ей по точности и разрешению используемых геодезических координат ПЗ-90, региональная разработка).

Для снижения риска выкатывания с ВПП (RWY) регулирующему органу необходимо требовать обязательного выполнения установленных критериев стабилизированного захода. Эксплуатант должен внедрить программу контроля соблюдения параметров стабилизации, включающую обработку добровольных донесений, данных по расследованию авиационных событий, результаты расшифровки полетных данных и иные источники. Каждый случай отклонения должен анализироваться с целью выявления причин и разработки мероприятий по минимизации рисков.

Эксплуатантам рекомендуется включить в процедуру захода на посадку информирование непилотирующим пилотом путем подачи сигнала «СТАБИЛИЗИРОВАН» («STABILIZED») или «НЕ СТАБИЛИЗИРОВАН» («NOT STABILIZED») при прохождении определенной для своевременного ухода на второй круг точки. Использование данного сигнала крайне эффективно в ситуации, когда присутствуют существенные психологические различия в экипаже (различия в авторитете между новым или скромным вторым пилотом и властным КВС). Эксплуатантам обязать экипаж выполнять требование обязательного ухода на второй круг при нестабилизированном заходе на посадку на высоте 1000 футов при полетах по приборам и 500 футов при визуальном заходе на посадку. Эксплуатантам рекомендовать внедрение автоматизированной системы безопасности в целях снижения риска выкатывания за пределы ВПП при посадке и взлёте. Эксплуатантам рекомендуется устанавливать расчетные интервалы в определенных точках захода (например, «в точке Z необходимо быть на высоте X и при скорости Y узлов») для принятия своевременного решения по корректировке или уходу на второй круг. Это наиболее полезно в аэропортах с особыми схемами захода.

При проведении предполетного брифинга следует рассматривать все указанные точки по каждому интервалу с акцентом на отличия от стандартной процедуры захода. Эксплуатанты должны обеспечить внедрение технологий, использующих персональные компьютеры для пилотов (Electronic Flight Bag), для быстрого и точного расчета посадочных характеристик.

Регулирующим органам рекомендуется предписывать использование RESA (Концевых зон безопасности ВПП), EMAS (Систем конструктивно блокирующего материала) и аналогичных технологических и инфраструктурных решений по предотвращению выкатывания с ВПП с целью уменьшения тяжести возможных последствий выкатывания. Регулирующим органам также рекомендуется стандартизировать предоставление данных по состоянию ВПП в целях упрощения принятия летными экипажами решений по определению требуемой для посадки длины ВПП.

Для снижения риска повреждения ВС при движении по ВПП эксплуатантам рекомендуется включить в программы подготовки элемент обучения рулению на ВПП. Оно должно включать тренировку на тренажерах полного воспроизведения полетной обстановки (FFS) по выполнению процедур руления и разворотов на ВПП в соответствии с рекомендациями руководств по тренировке экипажей (FCTM, FCTP), с целью дать экипажу навыки выполнения руления ВС и понимание его поведения на земле.

Эксплуатантам рекомендуется обеспечить внедрение технологий, использующих персональные компьютеры для пилотов (Electronic Flight Bag), для точного соблюдения маршрута руления при вылете и прилете с учетом имеющихся в NOTAM ограничений. Диспетчерам ОВД исключить использование более одного языка при радиосвязи в р-не аэродрома. Аэродромные службы должны обеспечить весь наземный транспорт средствами радиосвязи и проблесковыми маяками, а также обеспечить строгий контроль за их исправностью. Экипаж должен сохранять контроль за окружающей обстановкой и регулярно уточнять ее у диспетчера ОВД. При возникновении сомнений о наличии риска повреждения законцовок крыльев экипаж должен принять решение о прекращении руления. Производителям ВС и оборудования рекомендуется изучить возможность разработки и установки оборудования, предупреждающего о близости крайних габаритных точек ВС к препятствию при рулении (parktronic). Необходимо разработать и ввести в действие требования к знанию английского языка различными категориями наземного персонала

Для снижения риска потери управляемости в рейсе (LOC) эксплуатантам рекомендуется внедрять в практику тренировки летного состава разработанную совместно компаниями Boeing и Airbus методику тренировки «Airplane Upset Recovery Training Aid». Эксплуатантам рекомендуется включать в программы подготовки пилотов отработку тех нештатных ситуаций, которые связаны с эффектом их неожиданного проявления для экипажа (Unexpected Events Training), и следствием которых может явиться потеря экипажем контроля над ситуацией (situational awareness), ведущая к потере экипажем управляемости самолетом.

Системный анализ риска авиационного происшествия, обусловленного

утомлением экипажа в полете, с учетом региональных особенностей. Разработка и внедрение государственных и корпоративных (для авиакомпаний) Систем управления риском, обусловленным утомлением (FRMS).

Системный анализ рисков авиационного происшествия, обусловленных снижением функциональной надежности пилотов в полете. Региональная и корпоративная (по авиакомпаниям) адаптация и распространение положительного опыта контроля функционального состояния пилотов. Усовершенствовать и рекомендовать к внедрению в авиакомпаниях Автоматизированную систему управления риском выхода за эксплуатационные ограничения в полете.

С целью пропаганды мирового опыта и новейших результатов исследований в области тренировки экипажей по предотвращению ситуации потери управляемости в полете (в том числе сваливания) и выводу самолета из таких ситуаций в случае их возникновения.

Выводы

Анализ и исследование причин указанных выше категорий авиационных происшествий проводится в регионе уже более 20 лет. За это время был проведен анализ большого объема статистических материалов, что позволило выработать рекомендации, направленные на недопущение подобных происшествий в будущем. В основном представленные рекомендации были изложены в соответствующих Отчетах МАК по результатам расследований рассматриваемых типов авиационных происшествий, и, в соответствии с существующими правилами, они рассылались во все заинтересованные организации.

Первоочередной задачей комитета Группы по безопасности полетов коммерческих ВС была определена разработка мер по недопущению авиационных происшествий по категориям CFIT, LOC и RWY в будущем, а также дальнейшее распространение разработанных мер и мероприятий с целью их внедрения в странах-участницах Соглашения. Группа провела анализ статистических данных и существующих наработок по данному вопросу в регионе и выработала рекомендации с учетом специфики региона и мирового опыта.

УДК 621.396(043.2)

В.А.Сердюк,
(Кіровоградська льотна академія
Національного авіаційного університету, Україна, м. Кіровоград)
В.Б. Семененко
(Національний авіаційний університет, асистент, Україна, м. Київ)
Ю.В. Сікірда, к.т.н., доц. (Кіровоградська льотна академія
Національного авіаційного університету, Україна, м. Кіровоград)

ПІДХОДИ ДО ВИРІШЕННЯ ЗАДАЧІ ПРОГНОЗУВАННЯ ФАКТИЧНОГО ПОЛОЖЕННЯ ПОВІТРЯНОГО СУДНА

Розглянуті підходи до визначення фактичного місця розташування повітряного судна в умовах динамічної повітряної обстановки з метою прогнозування ризику горизонтального перекриття об'єктів управління (повітряних суден).

Як відомо, істотна частина авіаційних подій (не менш 15%) відбувається в повітряному просторі при горизонтальному польоті, наборі висоти і зниженні. Для практичних цілей, таких наприклад, як оцінка ризику, існує ряд розглянутих моделей.

Розглянемо загальну ситуацію, коли два повітряних судна наближаються до перетину по різних трасах, як показано на рис.1. У випадку однієї траси, коли кут перетину трас $\theta = 0$, "перетин", в дійсності, є шляховою точкою на загальній трасі. В умовах процедурного управління ми вважаємо, що за якийсь час до досягнення першим повітряним судном точки перетину диспетчер запросить відстань до перетину від обох пілотів. Перше повітряне судно відповість першим, тому різниця відстаней буде менше номінального поділу. Нехай $t = 0$ буде моментом часу передачі повідомлення другим пілотом.

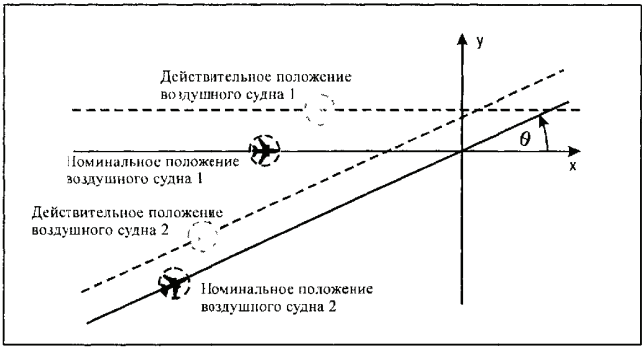


Рис.1. Номінальний і дійсний стан повітряних суден.

Вважаємо, що наземна система або диспетчер визначають відстань від, можливо, екстраполювати положення кожного повітряного судна до точки перетину. Тільки в разі польоту по одній трасі відстань між двома повітряними

суднами може бути виміряна безпосередньо. Приймемо за t = 0 тимчасову відмітку в останньому повідомленні про місце розташування якого-небудь повітряного судна. При аналізі норми ешелонування будемо вважати, що обидва повітряні судна посилають свої повідомлення про місцеположення одночасно. Оскільки ризик помітно зменшується із зменшенням часу екстраполяції, облік не одночасності передачі повідомлень тільки зменшить оцінку ризику [1, 2].

Для представленої моделі потрібно визначення індивідуальної різниці швидкості по відношенню до номінальної. Тому описуються отримані раніше для відносної швидкості дані згорткою двох двосторонніх експоненціальних густин із середнім параметром, отриманим апроксимацією фактичних даних по відхиленнях колійних швидкостей від номінальної (з вибірки 10 318 повідомлень за 1994 і 2000 роки) [2].

У даній моделі належить, що поздовжні помилки повітряного судна та їх бічні відхилення від траси є випадковими величинами, розподіленими по двосторонньому експоненціальним законом з нульовим середнім.

Система спостереження вимірює положення повітряного судна у просторі в дискретні моменти часу і з помилками, які являють собою різницю між фактичною координатою і виміряної. Повітряне судно, що здійснює політ у зоні дії системи спостереження, являє собою навігаційний об'єкт, тобто, які б не були наміри екіпажу повітряного судна, фактичні положення повітряного судна у просторі будуть відрізнятися від планових через навігаційних характеристик і помилок літаководіння.

Припустимо, в момент часу система спостереження зміряла координати повітряного судна. У цей момент часу положення повітряного судна у просторі визначено з точністю до помилки вимірювання, але не літаководіння. Для будь-якого наступного моменту часу невизначеність положення повітряного судна у просторі може тільки зрости через дії факторів літаководіння. Завданням даного розділу є оцінювання сумарної невизначеності повітряного судна в просторі, в якому визначено характеристики літаководіння і характеристики системи спостереження, а саме: точність вимірювань координат і періодичність вимірювань [3].

Відмінною рисою стаціонарних моделей є той факт, що ризик катастроф в них існує тільки в моменти так званих перекриттів повітряних суден. Наприклад, в моделі ризику для вертикального ешелонування тільки в моменти часу, коли повітряні судна на суміжних ешелонах пролітають один над одним. Очевидно, що такі моделі для всього повітряного простору, на яке вони налаштовані, використовують однакові ймовірності перекриттів. У цьому сенсі ці моделі стаціонарні, так як передбачається, що характеристики відхилень фактичних положень та фактичних швидкостей повітряного судна від номінальних значень однакові по всьому простору, а ризик виникає тільки при однакових планових відносних відстанях, так як оцінюється тільки в моменти горизонтальних перекриттів повітряних суден.

На жаль, стаціонарні моделі застосовні не до всіх типів відносного руху повітряних суден. Наприклад, при русі повітряних суден по пересічних маршрутах або при перетині зайнятих ешелонів з дотриманням правил

ешелонування не можна уявити собі ситуацію, коли планові проекції повітряних суден на горизонтальній площині перекриються. Для оцінки безпеки польотів в цих випадках використовують так звані нестаціонарні моделі ризиків.

На відміну від стаціонарних, в них ризик існує в межах досить тривалого інтервалу часу від одиниць хвилин при перетині зайнятих ешелонів до десятків хвилин при русі по пересічних маршрутах. При цьому планові відносні відстані у всьому діапазоні будуть змінюватися і, як наслідок, буде мінятися в усьому інтервалі ймовірність перекриття повітряних суден.

Нарешті, на відміну від стаціонарних моделей, що оцінюють глобальний ризик в деякому повітряному просторі, нестаціонарні моделі оцінюють вірогідність зіткнення конкретної пари повітряних суден за інтервал часу.

Розглянемо формалізм побудови нестаціонарної моделі безпеки на прикладі оцінки безпеки при русі повітряних суден по пересічних маршрутах.

Розглянемо інтервал часу, протягом якого пара повітряних суден пролітає точку перетину маршрутів. Нехай перше повітряне судно ПС1 пари рухається рівномірно і прямолінійно зі швидкістю W1, друге - ПС2 рухається також рівномірно і прямолінійно зі швидкістю W2, γ - кут перетину швидкостей. Нехай T/2 - час досягнення одним із ПС пари (наприклад, ПС1) точки перетину маршрутів 0.

Схема руху повітряних суден на пересічних маршрутах показана на рис. 2.

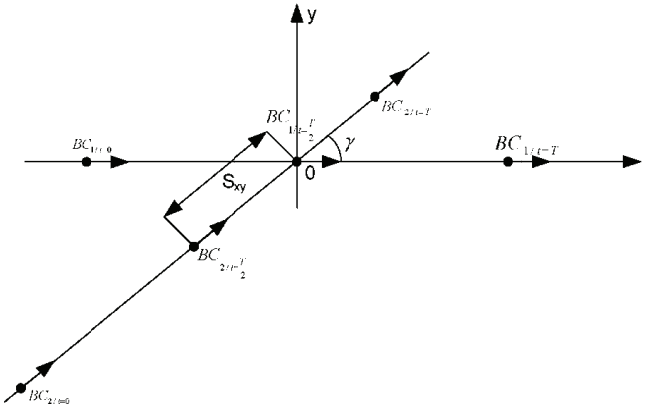


Рис.2. Схема руху повітряних суден по пересічних маршрутах.

Ризик катастроф при русі по пересічних маршрутах виникає через те, що для будь-якого моменту часу фактичні швидкості і фактичні координати повітряних суден відрізняються від планових. Для будь-якого моменту часу існує ймовірність того, що фактичне відносне відстань буде настільки мало, що станеться фізичний контакт повітряних суден.

Наступна парадигма логічно випливає з посилок німецького та американського вчених Б. Кернера і К.Ф. Даганзо. Перший стверджує, що функціональної залежності між щільністю та інтенсивністю транспортного

потоку для середніх величин щільностей не існує. Даганзо пропонує перейти до вивчення звужень і черг [4].

У теорії транспортних потоків часто виникає ситуація обмеженості ресурсу. Найпоширенішим прикладом є нерегульоване перехрестя, а також ділянки звуження. У цьому випадку обмеженим ресурсом є ділянка перетину, і два потоки об'єктів конкурують за доступ до цього ресурсу. Вивченням подібних ситуацій займається теорія масового обслуговування. Як було показано в ряді останніх досліджень, моделі теорії масового обслуговування дозволяють отримувати гарні результати при моделюванні щільних транспортних потоків. Ці методи успішно використовувалися і в роботах російських дослідників [4; 5; 6] для вивчення конфліктних транспортних потоків.

Висновки

В даний час існує ряд підходів до вирішення практичних завдань прогнозування фактичного взаємного розташування об'єктів управління, зокрема таких, що базуються на моделюванні транспортних потоків. На жаль, стаціонарні моделі застосовні не до всіх типів відносного руху. У цих випадках використовують так звані нестаціонарні моделі ризиків, в яких ризик існує в межах досить тривалого інтервалу часу. При цьому планові відносні відстані у всьому діапазоні будуть змінюватися і, як наслідок, буде мінятися в усьому інтервалі ймовірність перекриття. Нарешті, на відміну від стаціонарних моделей, що оцінюють глобальний ризик в деякому повітряному просторі, нестаціонарні моделі оцінюють вірогідність зіткнення конкретної пари об'єктів за інтервал часу. Такі моделі є нестаціонарними, стохастичними, динамічними.

Література

1. Правила аэронавигационного обслуживания. Организация воздушного движения. - Монреаль, ИКАО, ICAO Doc 4444 ATM/501. - 15-е изд. - 2007.

2. Руководство по методике планирования воздушного пространства для определения минимумов эшелонирования. - Монреаль, ИКАО, ICAO Doc 9689 - АК/955.- 1-е изд. с доп. -, 2002

3. Логвин А.И. Спутниковые системы навигации и управления воздушным движением / А.И. огвин., В.В Соломенцев. - М.: МГТУ ГА, 2005.

4. Семенов В.В. О новом подходе к моделированию транспортных потоков / В.В. Семенов, Ю.С. Мурашковский // Нелинейный мир, - 2007.

5. Федоткин М.А. Оптимальное управление конфликтными потоками и маркированные точечные процессы с выделенной дискретной компонентой / М.А. Федоткин // Литовский математический сборник.- №28. – 1988. - С.783-794.

6. Литвак Н.В. Вероятностная модель адаптивного управления конфликтными потоками / Н.В. Литвак, М.А. Федоткин // Автоматика и телемеханика, - № 5.- 2000.

УДК 656.7.084:004.42

С.А. Буйновський
(Національний авіаційний університет, Україна, Київ)

КОМП'ЮТЕРНА ПРОГРАМА МОДЕЛЮВАННЯ БОРТОВОЇ СИСТЕМИ ПОПЕРЕДЖЕННЯ НАБЛИЖЕННЯ ЗЕМЛІ

Розроблено комп'ютерну програму для моделювання функції бортової системи попередження наближення землі СРППЗ-2000. Проведено моделювання роботи функції раннього попередження наближення землі з використанням розробленої програми.

Бортова система попередження наближення землі СРППЗ-2000 призначена для своєчасної видачі екіпажу повітряного корабля (ПК) попереджувальної мовної та візуальної сигналізації при виникненні таких ситуацій у польоті, розвиток яких може призвести до ненавмисного зіткнення ПК із земною (водною) поверхнею, а також для збільшення обізнаності екіпажу ПК про елементи земної поверхні та/або штучних перешкодах, що є у базі даних системи СРППЗ-2000 і становить потенційну небезпеку на його діючому або прогнозованому шляху.

Крім цього, система СРППЗ-2000 забезпечує видачу мовних повідомлень при проході при зниженні зумовлених фіксованих висот, видачу сигналізації при перевищенні не допустимого значення крену, видачу попереджувальної сигналізації в разі передчасного зниження при заході на посадку. Система СРППЗ-2000 відноситься до додаткового обладнання ПК і є апаратурою для підвищення безпеки польотів [1].

Сьогодні актуальною задачею є розробка нових інтегрованих систем попередження зіткнень, які повинні забезпечувати попередження та усунення конфліктних ситуацій між ПК та небезпечних зближень із землею.

Для проведення досліджень у напрямку розробки таких інтегрованих бортових систем попередження зіткнень необхідно моделювати роботу функцій існуючих систем.

Для розв'язання таких задач розроблено комп'ютерну програму моделювання функції бортової системи попередження наближення землі СРППЗ-2000.

Розроблена комп'ютерна програма дозволяє моделювати та проводити дослідження роботи функції раннього попередження наближення землі бортової системи СРППЗ-2000.

Комп'ютерна програма виконує наступні функції:

1. Моделювання траєкторій польоту ПК з застосуванням лінеаризованої кінематичної моделі керованого руху літака [2].
2. Моделювання рельєфу місцевості та наземних перешкод.
3. Моделювання роботи функції раннього попередження наближення землі системи СРППЗ-2000.

Структурна схема комп'ютерної програми представлена на рис. 1.

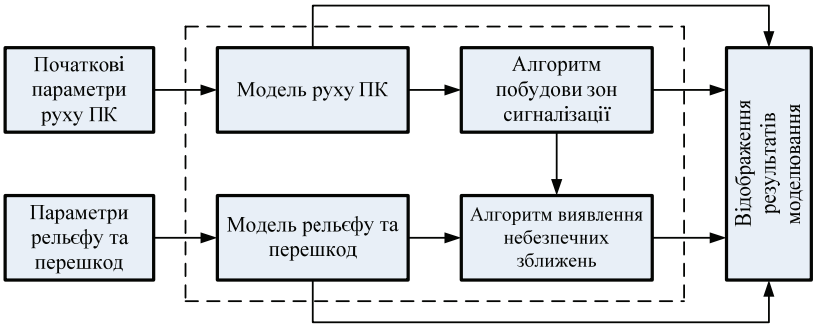


Рис. 1. Структурна схема комп'ютерної програми

Комп'ютерна програма формує спеціальну робочу зону, яка «дивиться» вперед, вгору і вниз щодо ПК. На підставі інформації про рельєф, поточних координат місцеположення ПК, параметрів польоту, міжнародних норм про мінімально допустимі висоти прольоту над земною поверхнею і перешкодами на ній, а також загальноприйнятих правил пілотування формуються в робочому просторі дві зони сигналізації – попереджувальну і аварійну.

При попаданні підстилаючої поверхні або перешкоди в зону спрацьовування попереджувальної сигналізації формується попередження.

При попаданні підстилаючої поверхні або перешкоди в зону спрацьовування аварійної сигналізації формується одноразово попередження, а потім повідомлення, що повторюється. При попаданні перешкоди в зону спрацьовування аварійної сигналізації формується одноразово попередження, а потім повідомлення, що повторюється.

Для верифікації розробленої комп'ютерної програми було проведено моделювання виявлення небезпечного зближення ПК з перешкодою.

Моделювався рух ПК на малих висотах зі зниженням та розворотом. Початкові параметри ПК представлені в табл. 1.

Таблиця 1

Параметри польоту ПК

Параметр	Значення
Координати в початковий момент часу (*Z, X*), м	(0, 0)
Висота в початковий момент часу *Y*, м	1000
Курс в початковий момент часу ψ, градусів	0
Шляхова швидкість *V*, м	200
Вертикальна швидкість V_y, м	-10
Кут крену γ, градусів	20

Задавалася перешкода у вигляді багатогранника, центр якого розташований в точці з координатами *Z*=1500 м, *X*=5000 м, висота перешкоди *Y*=1500 м.

Параметри роботи СРППЗ-2000 в режимі раннього попередження небезпечного зближення з перешкодою наведено в табл. 2 [1].

Таблиця 2

Параметри роботи СРППЗ-2000

Параметр	Значення
Час реакції пілота τ, с	1
Допустиме вертикальне прискорення n_y, м/с^2	0,25g
Запас по висоті Δh, футів	50
Скорочена мінімально безпечна висота *HRTC*, футів	300
Мінімально безпечна висота прольоту перешкоди *HROC*, футів	500
Середньоквадратична похибка визначення місцезнаходження ПК σ, м	50
Коефіцієнт кутового приросту проекції зон сигналізації на горизонтальну площину в бік розвороту *K*, с	10
Параметр, що визначає максимальну дальність спрацьовування попереджувальної сигналізації $T_{ПР}$, с	60
Параметр, що визначає максимальну дальність спрацьовування аварійної сигналізації $T_{АВ}$, с	50

В результаті комп'ютерного моделювання було побудовано траєкторію руху ПК з заданими параметрами, зону аварійної сигналізації, перешкоду у вигляді багатогранника, а також здійснено виявлення небезпечного зближення. Графічно результати моделювання представлено на рис. 2.

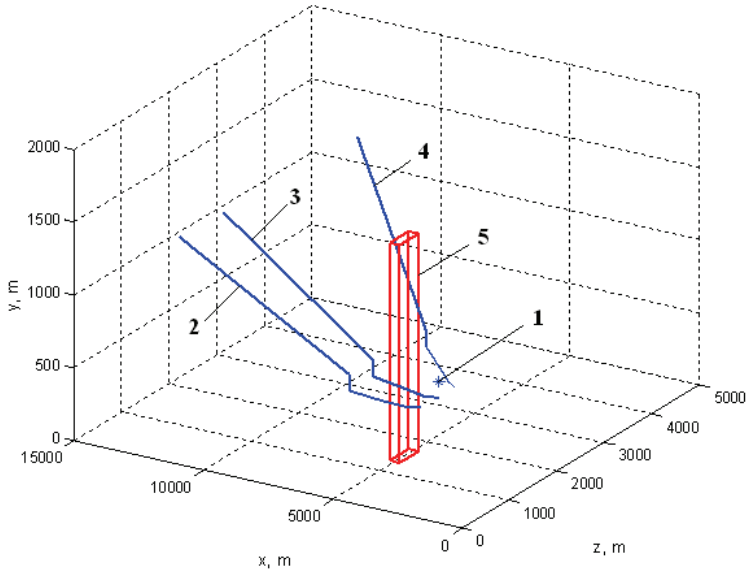


Рис. 2. Результати комп'ютерного моделювання:
1 – повітряний корабель; 2 –ліва нижня межа зони аварійної сигналізації;
3 – середня нижня межа зони аварійної сигналізації; 4 – права нижня межа зони аварійної сигналізації; 5 – перешкода.

На рис 2. зображено положення ПК у момент потрапляння перешкоди у межі зони сигналізації про небезпечне зближення. На рисунку зображено положення повітряного корабля під час зниження з розворотом, межі зони аварійної сигналізації про виявлення небезпечного зближення, а також перешкоду, яка потрапляє у межі зон сигналізації.

Результати моделювання свідчать про правильність роботи алгоритму побудови зон сигналізації та алгоритму виявлення небезпечних зближень.

Висновки

В роботі розроблено комп'ютерну програму для моделювання функції бортової системи попередження наближення землі СРППЗ-2000. Верифікацію алгоритмів програми здійснено шляхом моделювання раннього попередження про небезпечне зближення з перешкодою.

Комп'ютерна програма може застосовуватись для проведення досліджень у напрямку розробки інтегрованих бортових систем попередження зіткнень.

Також комп'ютерна програма може використовуватися у навчальному процесі при проведенні лабораторних та практичних занять з вивчення принципів функціонування бортових систем попередження наближення землі.

Список літератури

1. Система раннего предупреждения приближения земли СРППЗ-2000. Руководство по технической эксплуатации. ЛИКС.461131.003 РЭ. – УкрНИИРА, 2004. – 114 с.

2. Васильєв Д.В. Дослідження математичної моделі руху літаків для оптимального розв'язання конфліктних ситуацій / Д.В. Васильєв, В.М. Васильєв // Системи обробки інформації: зб. наук. праць. – Харків: ХУ ПС, 2012. – Вип. 7(105). – С. 55–59.

3. Остроумов І.В. Електронний тренажер системи попередження зіткнень літаків / І. В. Остроумов // Вісн. НАУ. – 2011. – Т. 46, № 1. – С. 46–51.

4. Харченко В.П. Аеронавігація: навч. посіб./ В.П. Харченко, Ю.В.Зайцев. – К.: Книжкове вид-во НАУ, 2008. – 272 с.

5. Boucek, G. P., D. C. Hanson, B.L. Berson, M. F. Leffler, D. A. Po-Chedley, and , J. F. Hendrickson, 1981, "Aircraft alerting systems standardization study," AIAA/IEEE Digital Avionics Systems Conference, AIAA: New York, 119-128.

6. Ververs, P. M., Good, M. D., Dorneich, M. C., Niehus, G. and Dewing, W. (2000). Alerting and Notification of Conditions Outside the Aircraft Usability Evaluation. NASA Technical Report Contract No. NAS1-00107. Hampton, VA: NASA Langley Research Center.

7. Ververs, P. M., Good, M. D., Rogers, W. H., Riley, V., and Dorneich, M. C. (September, 1999). Alerting and notification of conditions outside the aircraft: Concept defined and prototyped. NASA Contract No. NAS1-20219. Hampton, VA: NASA Langley Research Center.

УДК 629.7.077

І.Л. Якуніна, В.В. Шишаков, аспірант
(Кіровоградська льотна академія
Національного авіаційного університету, Україна, м. Кіровоград)
О.В.Полюхович, аспірант
(Національний авіаційний університет, Україна, м. Київ)

СТОХАСТИЧНИЙ МЕРЕЖЕВИЙ АНАЛІЗ РОЗВИТКУ ПОЛЬОТНИХ СИТУАЦІЙ НА ЕТАПАХ ЗАХОДУ НА ПОСАДКУ ТА ПОСАДКИ

Проведено аналіз причинно-наслідкових зв'язків ускладнення польотної ситуації та стохастичний мережевий аналіз розвитку польотних ситуацій при заході на посадку та при посадці повітряного судна.

Однією з гострих проблем безпеки польотів є значна кількість авіаційних подій (АП) з повітряними суднами (ПС) на етапі заходу на посадку і при посадці, що пов'язано з помилками і порушеннями в роботі екіпажа.

Відомо, що час заходу на посадку і посадка ПС (від входу в глісаду до посадки) складає в середньому лише 5 % від загального польотного часу, але на цих етапах відбувається найбільша кількість АП з людськими жертвами – 52 %, а саме, 22 % трагічних інцидентів трапляється в процесі приземлення, 16 % – під час фінального етапу заходу на посадку, 14 % – під час початкового етапу заходу на посадку, 4 % – при зниженні ПС [1]. Для порівняння: на початку польоту 10 % авіакатастроф трапляється на зльоті, 12 % – при наборі висоти. Під час руху на крейсерській висоті польоту трапляється 11 % катастроф, 11 % – на землі [1].

На основі аналізу статистичних даних [1; 2] проведено групування наслідків, які ведуть до АП і інцидентів на етапі заходу на посадку та посадки ПС, визначено кількість АП за відповідними категоріями в цивільній авіації світу з 2002 по 2011 р.р. (рис. 1).

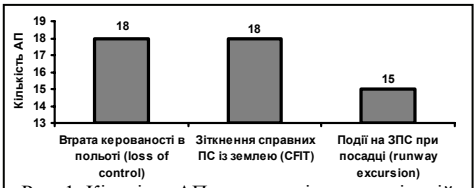


Рис. 1. Кількість АП за категоріями в цивільній авіації світу (2002-2011 р.р.)

Виділено три загальні групи факторів, що впливають на функціонування центральної ланки АТС, системи "Екіпаж – ПС" [3, 4, 5]: людський фактор; технічний фактор; фактор зовнішнього середовища. В результаті аналізу АП та інцидентів з важкими літаками, на етапі заходу на посадку та посадки, проведено класифікацію причинних факторів та визначено відсоток АП за причинністю [6; 7]. За даними сайту PlaneCrashInfo [8], встановлено, що дії пілотів стали причиною авіакатастроф в 50 % випадків (1950 - 2009 рр); з помилками екіпажа пов'язано 76 % кількості АП з літаками зльотною вагою більше 10 т., а якщо виділити з усіх АП тільки важкі

(катастрофи і події без жертв, після яких літак був списаний), то помилки льотного екіпажа складають до 86 % [9].

Одним з можливих підходів щодо попередження помилок та усунення причин помилкових дій пілотів є формалізація і математичний опис діяльності операторів авіаційної ергатичної системи (АЕС) на основі системного аналізу за допомогою методу узагальнення неоднорідних факторів, що базується на теоретико-множинному підході. Авторами, проведено стохастичний мережевий аналіз розвитку польотної ситуації на прикладі катастрофи ПС Ту-134А RA-65021, що сталася на а/д Самара (Курумоч) 17.03.2007 року.

Для дослідження впливу прийняття рішень Л-О на розвиток польотних ситуацій застосовано стохастичні мережі типу GERT (Graphical Evaluation and Review Technique), які дозволяють моделювати розвиток польотних ситуацій в сторону ускладнення і навпаки [10].

В таблиці 1 означено події які сприяли виникненню даної катастрофи та визначимо причинно-наслідкові зв'язки між ними.

Таблиця 1

Причинно-наслідкові зв'язки подій, що сприяли виникненню катасрофи

1	Політ проходить в нормальних умовах	12-13	Д інформує Е про погіршення видимості
1-2	Погіршились метеоумови на а/д посадки	13-1	Е приймає рішення про відхід на запасний а/д
1-3	Метеоумови на аеродромі посадки не погіршувались	10-14	Випуск закрилків у посадкове положення було виконано за 2-3 км до входу у глісаду
2-4	Технік-метеоролог не інформувала Д посадки про значення видимості 800 м	10-15	Випуск закрилків у посадкове положення виконувалось в процесі зниження по глісаді
2-5	Технік-метеоролог інформувала Д посадки про значення видимості 800 м	15-16	ПС вийшло вверх по гліссаді
4-6	Е не інформував Д про зайняття ешелону переходу 1800 м	16-17	Д інформував Е про те, що ПС відхилилось від глісади за межі встановлених обмежень
4-7	Е інформував Д про зайняття ешелону переходу 1800 м	17-18	Д дозволив посадку
6-8	Видимість на робочій ЗПС-23 стала нижче мінімума а/д і становила 608 м	18-19	Д додатково запросив у Е інформації про прийняте рішення, чим акцентував увагу Е на відхиленні ПС від глісади
6-9	видимість на а/д посадки не погіршувалась	18-20	Д додатково не запрошував у Е інформації про прийняте рішення
8-10	Техніки-метеорологи не спостерігали погіршення видимості та не могли інформувати Д про це	20-21	Д передав Е інформацію про вихід ПС за встановлені межі при прольоті БПРМ
8-11	Техніки-метеорологи спостерігали погіршення видимості	20-22	Д не інформував Е про вихід ПС за встановлені межі при прольоті БПРМ

11-12	Техніки-метеорологи інформували Д про погіршення видимості	22-23	Катастрофа

умовні скорочення: повітряне судно – ПС, диспетчер – Д, екіпаж – Е, аеродром – а/д, злітно-посадкова смуга – ЗПС, ближній привід радіомаяка – БПРМ

Для визначення імовірності настання конкретної події мережі – Q, математичного очікування – та дисперсії часу до появи події – , необхідно спростити початкову модель, шляхом об'єднання послідовних та паралельних контурів у єдину гілку з еквівалентними вихідними параметрами P_{ij}, $M_{ij}(S)$ та їх перетворенням $W_{ij}^{*}(S)$ – коефіцієнтом пропускання динамічної системи. Загальний вираз для передаточної функції мережі буде мати наступний вигляд:

$$Q = \sum_{i=1}^{a} \prod_{j=1}^{D_i} P_{ij} \le 1$$

де a – кількість мінімальних пропускних сполучень всередині графа; D_i – кількість дуг, що з'єднують вузли графа в і-тому сполученні; P_{ij} – імовірність передачі сигналу (переходу індикатора) між j-ми дугами графа в і-тих сполученнях. Графічне зображення стохастичні мережі типу GERT представлено на рис. 2.

Для розрахунку ймовірності появи авіаційної катастрофи потрібно встановити усі пропускні сполучення, в нашому випадку це

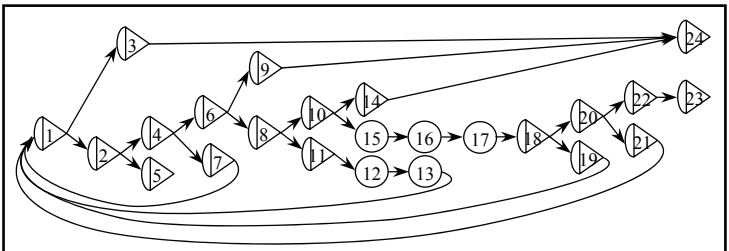


Рис. 2. GERT-мережа катастрофи Ту-134 А (17.03.07 а/п Курумоч)

{1.2.4.6.8.10.15.16.17.18.20.22.23}.

Якщо проаналізувати усі можливі ситуації у заданому випадку і деяким чином визначити ймовірності елементарних подій, то вираз для передаточної функції графа (коефіцієнта пропускання мережі GERT) можна виразити через формулу

$$Q = W_E(S)_{S=0} = P_{1\text{-}2} \cdot P_{2\text{-}4} \cdot P_{4\text{-}6} \cdot P_{6\text{-}8} \cdot P_{8\text{-}10} \cdot P_{10\text{-}15} \cdot P_{15\text{-}16} \cdot P_{16\text{-}17} \cdot P_{17\text{-}18} \cdot P_{18\text{-}20} \cdot P_{20\text{-}22} \cdot P_{22\text{-}23} \quad (1)$$

Оскільки $P_{15\text{–}16} = P_{16\text{–}17} = P_{17\text{–}18} = 1$, то формула (1) набуває вигляду:

$$Q = W_E(S)_{S=0} = P_{1\text{-}2} \cdot P_{2\text{-}4} \cdot P_{4\text{-}6} \cdot P_{6\text{-}8} \cdot P_{8\text{-}10} \cdot P_{10\text{-}15} \cdot P_{18\text{-}20} \cdot P_{20\text{-}22} \cdot P_{22\text{-}23} \quad (2)$$

Якщо знайти першу та другу похідні від формули 2, то отримаємо значення математичного очікування виникнення катастрофи та його дисперсію, відповідно.

Висновки

1. Аналіз матеріалів розслідування АП за тривалий період експлуатації важких ПС (1959-2011 р.р.), пов'язаних з помилками екіпажа, дозволив оцінити кількісні співвідношення основних причинних факторів цих помилок при заході на посадку.

2. Аналіз АП на етапі заходу на посадку свідчить про те, що більшість АП пов’язано з: приземленням до початку ЗПС (CFIT); втратою керованості (loss of control); викочуванням літака за межі ЗПС і убік з ЗПС (landing overrun); пошкодженням на ЗПС при посадці (runway excursion); захід на посадку в нестабілізованому режимі (unstabilized approach).

3. За допомогою стохастичних мереж типу GERT отримано характеристики розвитку польотної ситуації, проведено стохастичний мережевий аналіз розвитку польотної ситуації на прикладі катастрофи ПС Ту-134А RA-65021, що сталася на а/д Самара (Курумоч) 17.03.2007 року.

Список літератури

1. Boeing. Commercial Airplanes [Електронний ресурс]: Statistical Summary of Commercial Jet Airplane Accidents Worldwide Operations 1959 - 2010 – Режим доступу: http://www.boeing.com/news/techissues/pdf/statsum.pdf.

2. Flight Safety Foundation [Електронний ресурс]: Approach and Landing Accident Reduction (ALAR) – Режим доступу: http://flightsafety.org/current-safety-initiatives/approach-and-landing-accident-reduction-alar.

3. *Сакач Р. В.* Безопасность полетов: Учеб. для вузов / Сакач Р. В., Зубков Б. В., Давиденко М. Ф. и др.; Под ред. Р. В. Сакача. – М.: Транспорт, 1989. – 239 с. – ISBN 5-277-00379-7.

4. *Коваленко Г. В.* Лётная эксплуатация: учеб. пособие для вузов гражданской авиации / Г. В. Коваленко, А. Л. Микинелов, В. Е. Чепига; под ред. Г. В. Коваленко. – М.: Машиностроение, 2007. – 416 с. – ISBN 978-5-217-03401-7

5. *Балясников В. В.* Обеспечение безопасности полётов в гражданской авиации. Теоретические аспекты безопасности полетов: учеб. пособие / В. В. Балясников, А. Г. Кальченко. – Ленинград: ОЛАГА, 1988. – 80 с. – ISBN – .

6. Материалы международного семинара по сокращению количества авиационных происшествий при заходе на посадку и посадке. Возможные опасности при заходе на посадку // Проблемы безопасности полётов. – 2006. – № 2. – С. 3-42.

7. *Лейченко С. Д.* Человеческий фактор в авиации: моногр. в 2-х книгах. Кн. 1. / Лейченко С. Д., Малишевский А. В., Михайлик Н. Ф.. – СПб – Кировоград: “КОД”, 2006. – 480 с. – ISBN 966-8264-62-2.

8. Accident statistics [Електронний ресурс]: Statistics – Режим доступу: http://www.planecrashinfo.com/cause.htm

9. *Кофман В. Д.* Анализ авиационных происшествий при заходе на посадку и посадке (ALAR) в государствах-участниках соглашения / В. Д. Кофман, И. К. Мулкиджанов, В. А. Полтавец // Проблемы безопасности полётов. – 2012. – № 3. – С. 17-23.

10. *Филлипс Д.* Методы анализа сетей: Пер. с англ. / Д. Филлипс, А. Гарсиа-Диас. – М.: Мир, 1984. – 496 с.

УДК629.7.07.005(471)(043.2)

В.С. Паламарчук, аспірант
Національний авіаційний університет,Україна

АНАЛІЗ ІНТЕНСИВНОСТІ ПОВІТРЯНОГО РУХУ В УКРАЇНІ ТА МЕТОДИ ЇЇ ПІДВИЩЕННЯ

В тезах проаналізонаво дані про інтенсивність повітряного руху в Україні. Запропоновано методи підвищення пропускної спроможності та ефективності використання повітряного простору.

У червні 2012 року Державне підприємство обслуговування повітряного руху України (Украероруx) забезпечило аеронавігаційним обслуговуванням на п'яти аеродромах чотирьох міст, які приймали Євро-2012, 17 892 польотів, що на 31,6 % більше ніж за аналогічний період минулого року.

Органи обслуговування повітряного руху забезпечили, зокрема, таку кількість вильотів та посадок, здійснених українськими та іноземними авіакомпаніями, на задіяних під час проведення чемпіонату аеродромах: «Київ» (Бориспіль) – 9 784 (+2,9 %), «Донецьк» – 2 576 (+79,4 %), «Харків» – 1 374 (+77,3 %), «Київ» (Жуляни) – 2 750 (+132,9 %), «Львів» – 1 408 (+103,5 %).

При цьому потенціал пропускної спроможності повітряного простору у відповідних районах польотної інформації не було задіяно на повну потужність, і навантаження на диспетчерів управління повітряним рухом не досягали максимально допустимих показників. Це стало можливим саме завдяки масштабній поетапній підготовці органів обслуговування повітряного руху Украероруху.

Важливим було здійснення низки заходів із планування потоків повітряного руху та проведення безпосередньої координації польотів під час Євро-2012 у тісній взаємодії з Центральним органом організації потоків повітряного руху Євроконтролю (CFMU).

Українське державне підприємство обслуговування повітряного руху (Украероруx) повідомило,що в 2012 році інтенсивність повітряного руху виросла на 3,4% до рекордних 500590 польотів. Украероруx обслуговує повітряний рух з великим обсягом польотів та стратегічними маршрутами, які з'єднують Європу та Близький Схід і Азіатсько-Тихоокеанський регіон.

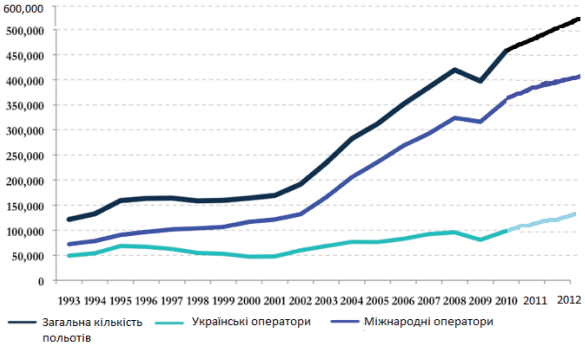


Рис.1. Кількість польотів в повітряному просторі України.

З 1993 року по 2012 рік кількість прольотів повітряного простору України збільшилась більш ніж у 6 разів, а кількість внутрішніш перевезень – у 2 рази (за аналогічний період).

Методи підвищення пропускної спроможності

Проектування повітряного простору повинне бути в більшому ступені обумовлено необхідністю ефективного обслуговування, ніж розташуванням державних кордонів. Багато районів «термінального повітряного простору» розташовані поблизу державних кордонів. Для розв'язання даної проблеми ІСАО передбачає застосування концепції Делегування обслуговування повітряного руху.

Концепція делегування ОПР спрямована на те, щоб дати можливість для проектування повітряного простору, що знаходиться над державними кордонами, у випадку, якщо подібні дії будуть сприяти забезпеченню ОПР.

Основними процедурми ОПР для збільшення пропускної спроможності є наступні:

1) Зльоти з перетином.
2) Візуальні заходи на посадку.
3) Реалізація декількох виконавчих стартів.
4) Скорочення радіолокаційного розподілу на кінцевому етапі заходу на посадку.
5) Скорочення діагонального розподілу на кінцевому етапі заходу на посадку.
6) Скорочення розподілу між ПС на одній і тій же ЗПС.
7) Одночасні операції на перетинаючихся /збіжних ЗПС (SIMOPS).
8) Видача дозволу на посадку на основі прогнозованого розподілу.
9) Модифікації застосування обмежень по спутній струї для вилітаючих ПС.
10) Зміщення порогу ЗПС.
11) Стратегічне розміщення маршрутів прибуття и вильоту.
12) Час зайнятості ЗПС.

Також для збільшення пропускної спроможності необхідно використовувати навігаційні засоби, які можуть це забезпечити. До таких засобів можна віднести PBN/RNAV.

Навігація заснована на характеристиках (PBN) визначає вимоги до характеристик літаків, навігації за маршрутом ОПР, процедур ОПР. Також вона дає можливість для вирішення проблем сьогодення та майбутнього в пропускній спроможності авіаційної системи, охорони навколишнього середовища та безпеки польотів.

Держави стикаються з проблемою пошуку безпечного збільшення пропускної спроможності, ефективності та доступу до аеропортів, наприклад в повітряному просторі біля виликих аеропортів. Ці обмеження є наслідком використання наземних навігаційних засобів (VOR, NDB, ILS), які обмежують маршрути і процедури через прив'язку до фізичного місця розташування.

ІКАО запроваджує PBN за для вирішення цих проблем. Завдяки застосуванню зональної навігації (RNAV) і небхідних навігаційних

характеристик (RNP) та технічних характеристик (PBN) зявилася можливість для застосування гнучких маршрутів та інструмент для виконання процедур.
На рисунку нижче зображено обмеження, пов'язані з використанням наземних навігаційних засобів, а також гнучкість та переваги з використанням навігації заснованої на навігаційних характеристиках.

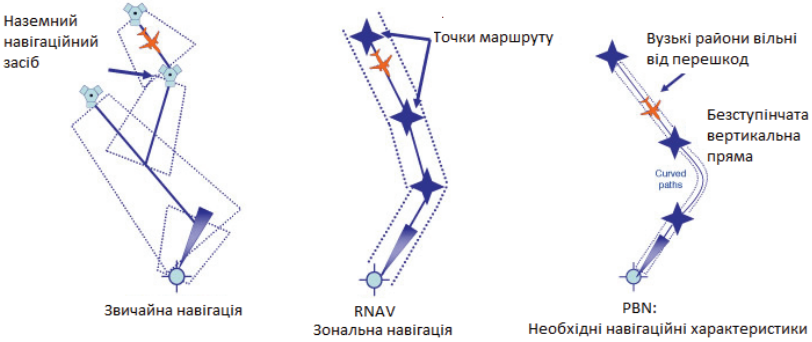


Рис.2.Наявні системи навігації польоту.

Зональна навігація (RNAV) являє собою метод навігації, який дозволяє експлуатацію літака на будь-якій бажаній траєкторії в межах зони дії навігаційних засобів.

Висновки

Повітряний транспорт відновлює кількість перевезень та збільшує їх кількість. Це може привести до досягнення граничної пропускної спроможності, що може призвести в результаті не сприятливих погодних умов чи проведення заходів міжнародного рівня до перевищення максимально допустимого рівня пропускної спроможності.

Тому дуже важливим є розробка та впровадження методів та процедур збільшення пропускної спроможності. Та навіть їх може виявитися недостатньо при певних обставинах, наприклад різкого зменшення пропускної спроможності у результаті погодних умов та введення певних обмежень у використані повітряного простору.

Список літератури

1. Збірник документації "Пропускна спроможність сектора ОПР РДЦ (ДОП)".- Київ: Украерорух, 2010.-47с.
2. Державне підприємство обслуговування повітряного руху Украерорух. [Електрон.ресупс].- Режим доступу http://uksatse.ua/index.php?act=Part&CODE=247&id=194
3. Державне підприємство обслуговування повітряного руху Украерорух. [Електрон.ресупс].- Режим доступу http://uksatse.ua/index.php?act=Part&CODE=229

УДК 681.2.083:555.7

V.A. Lazorenko, associated professor
O. O. Prygara,
(National Aviation University, Ukraine)

HARMONIZED EUROPEAN TRANSITION ALTITUDE IMPACT ASSESSMENT

Regulations and rules considering transition altitude establishment are prescribed. Each applying option was given according to the current European ATM environment. Description of all known options considering harmonized transition altitude is given. Impacts on different elements of air navigation are shown.

There is potential for confusion and errors on the flight deck, which is caused by the wide variety of traffic alerts (TA) used across Europe, the need to change altimeter settings during critical departure and approach phases of flight, and the fact that some TAs do not adequately take into account terrain clearance and minimum safe altitudes.

The proliferation of TAs within the European Airspace is a direct result of the application by States of the aforementioned ICAO provisions related to the establishment of a TA. In this context, it must be recognised that the ICAO provision stating "the height above the aerodrome of the transition altitude shall be as low as possible but normally not less than 900 m (3,000 ft)" reflects the operational environment as it existed in the 1950s and early 1960s. The ICAO procedures date from 1958, and were based on the principle that a TA should be as high as required for the purpose of terrain clearance but as low as possible to obtain a common reference (i.e. 1013.2 hPa) for separation purposes for aircraft cruising above the TA.

In the current air traffic management (ATM) environment across Europe, in some cases the TA is lower than obstacles in the area, thus not fulfilling the terrain clearance requirement. There is no common methodology for how to determine TAs (i.e. runway based, airport based, terminal area (TMA) based, airspace based, flight rules based etc.). Moreover, the multitude of TAs, some of them not in accordance with the existing ICAO procedures, results in an operational environment that, from the flight deck's perspective, can lead to confusion that might result in safety critical situations.

In future, there will be a stronger need for the implementation of high performance and capacity increasing ATM procedures to be able to cope with increasing traffic demand. In many cases, the implementation would be facilitated by the fact that, during these procedures, a change in the altimeter setting will no longer be required because of the higher TA.

There are potential policy options considered in this article.

Option 1 – No Regulatory Intervention

Option 1 is to take no regulatory intervention on the issue of TAs. European States, under the auspices of the ICAO and EUROCONTROL institutional arrangements, would continue to proceed with, and further evolve, current initiatives without an

overarching regulatory requirement being introduced to enforce a particular resolution or approach to the problem.
Nevertheless, this scenario takes into account on-going activities on TA issues at the level of ICAO and Functional Airspace Blocks (FABs), and is the one against which the impacts of the other policy options can be compared and assessed.

Option 2 – Implementing rule mandating a harmonized European transition altitude at 18,000 ft.

Option 2 is to take regulatory action to implement a harmonized European transition altitude of 18,000 ft. across European airspace. The general agreement amongst the airspace experts was that, 18,000 ft. was the best candidate. A harmonized European transition altitude of 18,000 ft. is also in line with International Federation of Airline Pilots' Associations policy, and feedback from some States shows that the 18,000 ft. option is the preferred value from airspace users, which should be strongly emphasised. In this context it should be noted that the European Cockpit Association (ECA), has expressed the opinion that, if looking at the safety advantages resulting from the different options, it clearly shows that Option 2 results in the greatest benefit for the front line user of the system, the flight crew.

Option 3 – Implementing Rule prescribing common criteria for the determination of the TA at or above 10,000 ft

Option 3 is to take regulatory action to establish a commonly accepted set of criteria for the determination of a TA in Europe at or above 10,000 ft., and to prescribe a coordinated approach to be taken by neighbouring States/FABs/Air Navigation Service Provider (ANSPs) when establishing TAs and associated procedures.
Compared with Option 2, this approach would not prescribe a specific value for a harmonized European transition altitude, only a minimum value of 10,000 ft. with generic requirements, complemented by Acceptable Means of Compliance (AMC) and Guidance Materials (GM), where appropriate, for establishing the TA to be used. The regulation to be developed would mandate a harmonised approach and would require States to establish a TA at or above a minimum altitude of 10,000 ft.

Impacts assessment for the 1st option

- *Safety impact*

There would be no change to existing safety levels, but the potential risks from non-standardised altimeter setting procedures across European airspace would likely remain. Whilst evolutions in relevant ICAO procedures and initiatives at
State/FAB level are already taking place, there would be no assurance about the content and extent of such improvements.

- *Impact on ANSPs*

There would be no requirement for changes to current planning of resources, budgets, and airspace designs, but any voluntary changes to TAs in States/FABs may cause transition issues between ANSPs and a lack of potential to maximise capacity.

- *Impact on ATCOs*

There would be no requirement for any additional training. However, the workload of TMA controllers associated with new capacity enhancing procedures may be positively impacted if TAs are raised to levels above these procedures.

- *Impact on flight crew*

There would be no requirement for any additional training but the current risks of confusion and errors on the flight deck (caused in particular by the fact that the altimeter reference setting will still have to occur during phases of high cockpit workload) would remain together with the lack of harmonised implementation of TA in Europe.

- *Economic/efficiency impact*

There would be no loss of existing useable flight levels and no additional costs would be imposed on Stakeholders.

- *Environmental impact*

The potential to meet environmental performance targets through an improved use of Continuous Descent Operations (CDOs), as well as high performance departure procedures/CCOs, may not be fully realised.

Impacts assessment for the 2nd option

Harmonisation would lead to increased flight deck awareness and reduced workload in critical phases of flight. However, it is anticipated that there would be increases in workload from a greater number of aircraft requiring frequent QNH adjustments, and procedures for steep pressure gradients would need to be developed.

- *Impact on ANSPs*

Advantages to ANSPs would accrue from a more predictable and simplified ATM operational environment, and Option 2 would support capacity enhancing TMA procedures and a potential to improve airspace design and transitions between airspace. ANSPs would also be seen to be acting on airspace user requirements.

- *Impact on ATCOs*

Although the reduction may be limited by the number of QNH adjustments required, it is anticipated that there would be a reduced workload for TMA controllers; however, there would also potentially be increased workload for area controllers providing ATS to aircraft below 18,000 ft., due to need to consider QNH settings and QNH areas.

- *Impact on flight crew*

There would be advantages for flight crews from a simplified ATM environment across Europe and a more balanced cockpit workload with a possibility for consistent descent gradients. There would also be a reduced risk arising from the need for flight crews to only make smaller adjustments in altimeter settings, and the fact that there would be more opportunities to detect incorrect settings rather than under the current infrequent and potentially large jumps between different altitude reference settings..

- *Economic/efficiency impact*

Although no quantitative costs and benefits data were readily available for assessment, it is identified that there will be costs for implementation.

- *Environmental impact*

Through the potential to improve the use of CDOs and CCOs, Option 2 could realise potential environmental benefits of less fuel burn, less CO2 emissions, and less noise.

Impacts assessment for the 3rd option.

- *Safety impact*

Safety advantages would accrue from the fact that local issues and user requirements would be taken into account, and the number of aircraft requiring frequent QNH changes would potentially be less than under Option 2.

- *Impact on ANSPs*

Compared to Option 2 there would be similar advantages and disadvantages, but Option 3 would allow ANSPs more flexibility taking into account local constraints. Option 3 would also still provide more certainty than Option 1 for how to determine and coordinate TAs with neighbouring ANSPs.

- *Impact on ATCOs*

There would be similar advantages/disadvantages for controllers compared to Option 2. Where a lower TA than 18,000 ft. is adopted there will be less aircraft operating on QNH, thereby reducing workload in this respect compared to Option 2.

- *Impact on flight crew*

There would be similar benefits compared to Option 2 but these would be reduced as some fragmentation of TAs across Europe may remain.

- *Economic/efficiency impact*

No quantitative cost and benefits data were readily available for assessment in this PIA but costs are expected to be slightly less and easier to plan as compared to Option 2. Also, as TAs would result from a thorough evaluation by the ANSPs concerned, the TAs may potentially better fit requirements and allows the definition of more efficient procedures in some areas compared to Option 2. Unlike Option 2, sector handling around FL180-200 would also not necessarily be affected.

- *Environmental impact*

Taking local constraints and procedures into account when defining a TA would give room for improving flight profiles to take account of environmental benefits. However, if a TA is selected at a lower altitude than 18,000 ft., it may prevent the optimisation of flight profiles.

Conclusion

As can be seen from the detailed impact assessment, the harmonized European transition altitude has studied in detail all the various impacts from all angles, highlighting a significant number of advantages and disadvantages of the three options chosen. Nevertheless, this is a preliminary assessment and in the further steps issues like the implementation cost and the relationship between a 'big bang' approach for implementation and the established plans of ANSPs need to be further analysed.

Reference:

1. *Procedures for Air Navigation Services – Aircraft Operations* (PANS-OPS, Doc 8168) Volume I, Part II, Section 1;
2. *Procedures for Air Navigation Services – Air Traffic Management* (PANSATM, Doc 4444);
3. *ATS Planning Manual* (ATSPM, Doc 9426).
4. Single European Sky (An update for EUROMED II) Workshop – 5th/6th September 2012\Stu Wain\European Commission DG MOVE/E
5. CAA\ Directorate of Airspace Policy\Harmonised Transition Altitude Consultation\30 January 2012\Aviation Stakeholder Consultation.

УДК 656.7: 371.694

В.М. Стратонов (аспірант, Кіровоградська льотна академія Національного авіаційного університету,Україна, Кіровоград)

ЕКСПЕРТНЕ ОПИТУВАННЯ ЯК МЕТОД ВИЯВЛЕННЯ ФАКТОРІВ, ЩО ПЕРЕШКОДЖАЮТЬ ПРОВЕДЕННЯ ЕВАКУАЦІЇ З ПОВІТРЯНОГО СУДНА, ЩО ПРИВОДНИЛОСЯ

У доповіді обґрунтовується актуальність даної проблеми , та причини з яких проводиться експертне опитування. Також представлені фактори що мають вплив на виконання вимушеної посадки на воду, в тому числі перешкоджають процесу евакуації з повітряного судна, що приводнилося.

Стрімкий розвиток авіації вимагає постійного вдосконалення існуючих засобів і методик навчання екіпажів повітряних суден. Це характерно і для випадків аварійних посадок повітряних суден на водну поверхню. Вимоги безпеки диктують свої умови при створенні тренажерних комплексів та формуванні вправ до них. Під час підготовки на існуючих тренажерах значна увага приділяється процесам покидання повітряного судна (ПС), що приводнилося і використанню аварійно-рятувального обладнання, що для збереження життя екіпажу і пасажирів є першорядним. У той же час у більшості випадків вплив навколишнього середовища, психологічних факторів, факторів організації та проведення евакуації та вплив стану ПС після посадки на подальшу евакуацію або зовсім не враховується або враховується в недостатній мірі. Відсутність імітації вищезазначених факторів при проведенні такого виду підготовки знижує реалістичність імітаційної моделі. В реальній обстановці врахування впливу цих факторів може зіграти вирішальну роль у збереженні життя.

Саме з цих причин нами було прийняте рішення про проведення експертного опитування серед спеціалістів даної області. Більшою мірою через те, що експертний метод використовується під час пошуку нових, поліпшених технічних рішень та при прогнозуванні розвитку технічних систем [1] . Метою опитування є виокремлення серед багатьох факторів,що впливають на процес евакуації, головних, які можна було б змоделювати чи зімітувати при тренуваннях на тренажерному комплексі. Також аналіз отриманих результатів буде використаний при компоновці тренувальних програм, де час на відпрацювання тих чи інших вправ буде розподілятися згідно з впливу окремого фактора на окремий етап проведення евакуації.

На етапі формування анкети було запропоновано близько 50 факторів. В результаті здійсненних консультацій, для полегшення проведення опитування, збільшення надійності із єдиного списку факторів було сформовано групи факторів. У запропонований список факторів увійшли тільки ті фактори, які можна було б змоделювати при створенні тренажерного комплексу або ж яким можна було б приділити увагу на теоретичному занятті перед тренуванням.

Фактори для зручності проведення аналізу розділені на 3 групи, що відповідають трьом етапам проведення евакуації:

Фактори, що впливають на процес евакуації з ПС, що приводнилося.
Етап №1.
Початковий. Від моменту приводнення до евакуації. Процес переміщення від початкового місця знаходження до місця виходу з борту ПС.
1.Обмежена видимість (дим)
2.Несприятливі психологічні умови (крики постраждалих, сліди крові)
3.Паніка на борту
4.Дезорієнтація
5.Положення ПС після приводнення
6.Вода, що швидко прибуває на борт ПС.
7.Проблема (неможливість) відкриття виходів з ПС.
8.Загромаджені проходи
9.Наявність і руйнування упаковок небезпечних вантажів, попадання яких на відкриті ділянки шкіри викликає ушкодження
10.Потреба евакуації поранених
11.Відсутність інструктажу з питань плану евакуації та конструкції ПС, місця розташування засобів рятування і порядок приведення в робочий стан, методики евакуації через аварійні виходи
12.Відсутність досвіду тренувань
13.Відсутність людини, яка б керувала евакуацією
14.Відсутність працюючого аварійного освітлення
15.Наявність вогню на борту ПС

Етап №2.
Етап евакуації. Переміщення від виходу з борту ПС в воду або на плавальний засіб.
1.Обмежена видимість (дим,туман,нічний час)
2.Небезпечні явища погоди
3.Водна поверхня на місці приводнення частково покрита льодом
4.Хвилі, морська піна, течії
5.Глибина та рельєф дна
6.Положення ПС після посадки
7.Двигуни, що працюють (шум, розворот фюзеляжу, гвинти, що обертаються)
8.Відсутність інструктажу по евакуації з ПС в воду або на плав.засіб
9.Попередній досвід приводнення, або досвід тренувань що моделюють приводнення
10.Відсутність людини яка б керувала евакуацією
11.Стан виходу з ПС
12.Неправильне положення рятувального плоту
13.Паніка

Етап №3.
Етап виживання. Етап знаходження в воді або на плав.засобі.
1.Обмежена видимість (перешкоджає орієнтуванню, може спровокувати морську хворобу якщо буде неможливо орієнтуватися на горизонт)
2.Небезпечні явища погоди
3.Низька температура води і повітря

4.Наявність хвиль, морської піни, течій
5.Глибина та рельєф дна
6.Паніка
7.Бортове аварійно-рятувального обладнання відсутнє або пошкоджене при посадці
8.Наявність поранених, та/або людей, що не вміють плавати
9.Невміння використовувати аварійно-рятувальне обладнання (засоби сигналізації, радіостанції, НАЗ)
10.Відсутність інструктажу по виживанню в автономних умовах
11.Попередній досвід приводнення, або досвід тренувань що моделюють приводнення
12.Відсутність людини яка б керувала
13.Наявність хижих морських тварин
14.Велика відстань від місця АП до суші
15.Незнання технік плавання
16.Невміння орієнтуватися на просторі
17.Незнання місця свого знаходження
18.Незнання основ надання мед.допомоги та запобігання захворювань

Після проведення експертного опитування будуть побудовані матриці групових уподобань де будуть відображатися отримані від експертів результати.

Після всіх обчислень та консультацій з експертами, проектування та будівництво тренажерного комплексу, компонування програми занять та теоретичного курсу буде ґрунтуватися на основі отриманих результатів від експертного опитування.

Література:

1. Проблемы безопасности полетов. - 2006. – №10. - С. 3-
15.МЕТОДОЛОГИЧЕСКИЙ ПОДХОД К ЭКСПЕРТНОМУ ПРОГНОЗИРОВАНИЮ УРОВНЯ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТОВ д. т. н., проф. *А. Г. Гузий,* ВВИА им. Н. Е. Жуковского, 000 "Волга — Днепр — Москва"к. т. н., доцент *А. А. Чуйко,* ВВИА им. Н. Е. Жуковского

UDC 351.814.31(043.2)

V.P. Kharchenko, d.t.s., prof., O.M. Alexeiev, PhD,
K.M. Tapia, Postgraduate Student
(National Aviation University, Ukraine, Kyiv)

ANALYSING AIR TRAFFIC COMPLEXITY IN CONCEPTS OF FLEXIBLE AIRSPACE USE

The complexity of air traffic in the airspace region according to method of evaluating air traffic complexity measures from a global perspective for different consecutive time intervals is considered.

In the face of the continue increase in demand for Air Traffic Control (ATC) services, there is a clear need for a better understanding of the capacity of airspace. At present, sector capacity is normally expressed as a maximum instantaneous number of aircraft in a sector. Improved measures of ATC complexity would find many applications including: airspace design, airspace slot allocation and traffic flow management [3].

One of the core elements of future concepts such as dynamic airspace configuration and advanced traffic flow management is the ability to measure and predict complexity [5]. Significant research interest in the concept of ATC complexity was generated by the "Free Flight" operational concept. Such concepts as Free Flight have been proposed to provide a means by which traffic flow efficiency can be increased. Current methods of traffic separation through the use of a rigid airway structure and in – trail spacing would be relaxed. Consequently, aircraft would have more flexibility to follow arbitrary routes in response to changing conditions [5]. But standard flows appear to be one of the most important structure – based abstractions used by controllers. That's why airspace design criteria takes into account the need to create additional routes that did not exist in the previous network as they caused capacity problems during certain time periods. As a basic rule, it may be stated that the more complex the design of the airspace, the greater the demands made on the technical capabilities of the ATC system [4].

Complexity is evaluated in terms of proximity in time and space of the aircraft present in the traffic as determined by their intent and current state while accounting for possible local deviations of the aircraft from their nominal trajectory [1].

In a study air traffic complexity in future Air Traffic Management systems, M. Prandini et al., determined that air traffic complexity at a point x in an airspace region S and at time t within some look – ahead time horizon T is evaluated as the probability that a certain buffer zone in the airspace surrounding x will be "congested" within $[t, t+\Delta]$, with $\Delta > 0$. The simultaneous occupancy of the buffer zone by a certain number of 6 aircraft and are been evaluating these complexity measure at all possible points in S. Consider N aircraft $A_I; i = 1,....,N$, flying at the same altitude in the 2 – D airspace $S \subset R^2$ during the look – ahead time horizon $T = [0; t_f]$, with $t = 0$

representing the current time instant and $t_f > 0$ the time horizon length. Suppose that each aircraft is following a nominal trajectory with a velocity profile $u^{A_i} : T \to R^2$, starting from the initial position $x_0^{A_i}$ at time $t = 0$. The aircraft future position during T is not known exactly, and it is given by

$$x^{A_i}(t) = x_0^{A_i} + \int_0^t u^{A_i}(s)ds + Q^{A_i}(t)\sum{}^{A_i} W^{A_i}(t) \tag{1}$$

$W^{A_i}(t)$ – standard 2 – D Brownian Motion (BM) starting from the origin whose variance grows linearly and is modulated by the matrix $Q^{A_i}(t)\sum{}^{A_i} \in R^{2\times 2}$. Matrix $\sum{}^{A_i} = diag(v_a^{A_i}, v_c^{A_i})$ is a diagonal matrix whose entries $v_a^{A_i}$ and $v_c^{A_i}$ are the variance growth rates of the perturbation in the along – track direction and satisfy $v_a^{A_i} > 0, v_c^{A_i} > 0$ whereas $Q^{A_i}(t) = \left[q_1^{A_i}(t), q_2^{A_i}(t) \right] \in R^{2\times 2}$ is an orthogonal matrix whose first column $q_1^{A_i}(t)$ is aligned with $u^{A_i}(t) : q_1^{A_i}(t) = \dfrac{u^{A_i}(t)}{\left\| u^{A_i}(t) \right\|}$.

For each $x \in S$, let us consider the ball of radius ρ centered at x :

$$M_\rho(x) = \left\{ \hat{x} \in R^2 : \left\| \hat{x} - x \right\|^2 \le \rho^2 \right\} \tag{2}$$

The complexity of air traffic within the airspace region S can be evaluated through the following first order and second order.

The first order complexity*:*

$$c_1(x,t) := P(x^{A_i}(s) \in M_\rho(x), \tag{3}$$

for some $s \in [t, t+\Delta]$ and $i \in \{1,2,...,N\}$ and represents the probability of at least one aircraft entering the ellipsoid $M_\rho(x)$ within the time frame $[t, t+\Delta]$.

If $c_1(x,t) = 0$ there is no existing aircraft will be inside the ellipsoid $M_\rho(x)$ during the time interval $[t, t+\Delta]$.

If $c_1(x,t) = 1$ there will be at least one aircraft within $M_\rho(x)$ at some time instant belonging to $[t, t+\Delta]$.

The second order complexity*:*

$$c_2(x,t) := P\left(x^{A_i}(s), x^{A_i}(s) \in M_\rho(x) \text{for some} s, s' \in [t, t+\Delta], i \ne j \in \{1,2,...,N\} \right) \tag{4}$$

and represents the probability of at least two aircraft entering the ellipsoid $M_\rho(x)$ within the time frame $[t, t+\Delta]$.

If $c_2(x,t)=0$ there will be at most a single aircraft inside the ellipsoid $M_\rho(x)$ during the time interval $[t,t+\Delta]$.

If $c_2(x,t)=1$ then with probability 1, at least two aircraft will enter the ellipsoid.

By letting x vary over S, one can define the first order and second order complexity maps of then airspace region S within the time frame $[t,t+\Delta]$ as follows:

$$C_1(\bullet,t): x\in S \to c_1(x,t) \qquad (5)$$
$$C_2(\bullet,t): x\in S \to c_2(x,t)$$

If the BMs affecting the future positions of the *N* aircraft are independent, then the global complexity metrics $c_1(x,t)$ and $c_2(x,t)$ it can be expressed in terms of

$$c_1(x,t)=1-\prod_{j=1}^{N}\left(1-\pi_j(x,t)\right), \qquad (6)$$

$$c_2(x,t)=c_1(x,t)-\sum_{h=1}^{N}\pi_h(x,t)\prod_{j=1\,j\neq h}^{N}\left(1-\pi_j(x,t)\right), \qquad (7)$$

The approximate probability $P\left(F_t^{'}\right)$:

$$P\left(F_t^{'}\right)=\int_t^{t+\Delta}\rho_T(t)\int_{|y-x_d|>L}\frac{1}{2\pi t}\exp\left(-\frac{y^2}{2t}\right)dydt= \qquad (8)$$
$$=\int_t^{t+\Delta}\rho_T(t)\left[Q\left(\frac{x_d-L}{\sqrt{t}}\right)-Q\left(\frac{x_d+L}{\sqrt{t}}\right)\right]dt$$

The probability $\pi(x,t)$ that aircraft enters the ball of radius ρ centered at x within the time frame $[t,t+\Delta]$:

$$\hat{\pi}(x,t):=\left(V(t+\Delta)-V(t)\right)\left(Q\left(\frac{x_d-L}{\sqrt{t_0}}\right)-Q\left(\frac{x_d+L}{\sqrt{t_0}}\right)\right) \qquad (9)$$

The complexity for different consecutive time intervals allows to detect congested areas and to identify surrounding areas where the traffic could be deviated [1]. The complexity measures associated with region $M_\rho(x)$ depends on the radius ρ of the ball $M_\rho(x)$.

Let make this dependence explicit through the notations $c_1^\rho(x,t)$ and $c_2^\rho(x,t)$. They are increasing as a function of ρ.

$$\rho_{\max}(x,t):=\sup\left\{\rho\geq 0: c_2^\rho(x,t)\leq\rho_T\right\}, \qquad (10)$$

Were ρ_T is some threshold value for the probability that two aircraft come close one to the other, and define

$$\rho_T := \inf_{t \in T, x \in S} \rho_{\max}(x,t). \quad (11)$$

Then, as a synthetic indicator of complexity of the traffic during the time horizon *T:*

$$\xi := \frac{1}{\rho_T}. \quad (12)$$

were ξ is a measure of the extent of the maneuverability space within S and along the time horizon T

It is considered that the smaller ξ than the easier it is to accommodate an additional aircraft without causing conflicts. Also ξ measures the extent of the available maneuverability space and depends on both the aircraft density of sector and the traffic dynamic.

Conclusions

Complexity of air traffic is understood as a measure of quantity as well as of quality of interactions between flights, which are to be controlled by one control subject. Currently, complexity of the traffic is measured only as an operational capacity: the maximum number of aircraft that ATC controllers are willing to accept. The nature of managed traffic, and thus the complexity, differs significantly between e.g. “Free Flight” concept and today’s traffic. In future air traffic concepts, suppose that flights will be allowed to move from these linear routes.

The overall amount of corrective action needed to recover a conflict - free condition is taken as a measure of the air traffic complexity. A method to evaluate air traffic complexity from a global perspective which is proposed in [1] is considered. It shows complexity and measures for detecting congested airspace areas and critical situations from the conflict detection and resolution perspective.

References

1. Air traffic complexity in future Air Traffic Management systems / M. Prandini, V. Putta, J. Hu // Journal of Aerospace Operations. – Milano, Italy, 2012. – Vol. 1:281 – 299. – 32 p.

2. Airspace complexity measurement an air traffic control simulation analysis / A. Schwartz, Sherri Magyarits// International Journal of Industrial Engineering. – CA, USA, 2009. – Vol 16, №1 2009. – 5 p.

3. Complexity mitigation through airspace structure / C. Tsonis, D. Cunha// Massachusetts Institute of Technology. – Cambridge, MA, 2001. – 5 p.

4. European Route Network Improvement Plan, Eurocontrol. – 2012. – Part 1. – 243 p.

5. Prototype Conflict Alerting Logic for Free Flight / Lee C. Yang and James K. Kuchar // AIAA, Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, 35th. – Reno, 1997. – 9 p.

УДК 528.7:621.3:629.7

В.П. Харченко, д.т.н., проф., Д.Е. Прусов, к.т.н., доц., с.н.с.
(Національний авіаційний університет, Україна, м. Київ)

ПЕРСПЕКТИВИ РОЗВИТКУ КОМПЛЕКСНОГО НАУКОВО-ДОСЛІДНОГО НАПРЯМУ ЗІ СТВОРЕННЯ ЗРАЗКІВ ДИСТАНЦІЙНО КЕРОВАНИХ АВІАЦІЙНИХ СИСТЕМ У НАЦІОНАЛЬНОМУ АВІАЦІЙНОМУ УНІВЕРСИТЕТІ

На основі обґрунтування та дослідження принципів побудови наземного і бортового обладнання дистанційно керованих авіаційних систем (ДКАС) та проведення розробок дослідних зразків безпілотних повітряних суден (БПС), а також визначення складу та форм нормативних документів з сертифікації, проводиться аналіз перспектив розвитку науково-дослідного та дослідно-конструкторського напряму з розробки, виготовлення та монтажу бортового обладнання БПС і наземної апаратури ДКАС з метою подальшого випробування експериментальних зразків, з'єднання всіх розроблених складових у низку дистанційно керованих авіаційних систем, проведення їх льотних випробувань, та створення комплексу нормативної документації з сертифікації ДКАС.

На основі розроблених теоретичних основ створення дистанційно керованої авіаційної системи (ДКАС) та її складових підсистем – двомоторного безпілотного повітряного судна, автоматизованої системи оптимального управління дистанційно керованою авіаційною системою з елементами самостійної адаптації, автоматизованої системи посадки безпілотного повітряного судна (БПС), апаратури передачі захищених радіотелеметричних даних та засобів відео спостереження, інтегрованого навігаційного комплексу БПС, дослідження гібридних композиційних матеріалів за критеріями міцності для застосуванні при створенні БПС, науково-методичного забезпечення підготовки наземного персоналу дистанційно керованої авіаційної системи та нормативно-методичної документації для сертифікації ДКАС з урахуванням льотно-технічних, тактико-технічних та експлуатаційних характеристик дистанційно керованої авіаційної системи та її підсистем, нормативна база використання ДКАС мають бути створені дослідні зразки дистанційно керованих авіаційних систем, зі з'єднанням всіх розроблених експериментальних зразків та складових необхідного обладнання відповідних систем у низку дистанційно керованих авіаційних систем, адаптованих під конкретні цільові задачі, з метою проведення льотних випробувань.

Проблема, що вирішується полягає у необхідності вироблення комплексного підходу щодо теоретичних основ та розробки низки дистанційно керованих авіаційних систем, які включають в себе різнотипні безпілотні повітряні судна, автоматизовану систему оптимального управління дистанційно керованої авіаційної системи з елементами самостійної адаптації, автоматизовану систему посадки безпілотного повітряного судна, апаратуру для захищеної передачі радіотелеметричних даних та засобів відео спостереження, інтегрований навігаційний комплекс безпілотних повітряних суден. Комплексність роботи забезпечується застосуванням експериментально-чисельного моделювання міцності матеріалів БПС, створенням науково-методичне забезпечення та техніч-

них засобів підготовки наземного персоналу безпілотної авіаційної системи, нормативно-методичної документація для сертифікації ДКАС. Вирішення основної проблеми дозволить сформувати єдині підходи до теоретичних основ безпілотної авіаційної системи, а також підготовити необхідну технічну, та технологічну базу для її розробки, виробництва та експлуатації, створити умови для підготовки та перепідготовки висококваліфікованих кадрів. Це дозволить створити парк вітчизняних безпілотних авіаційних систем для застосування у різних галузях економіки країни на основі високоефективних оригінальних розробок.

Загальною метою комплексної роботи є визначення принципів побудови та створення експериментальних дистанційно керованих авіаційних систем на базі різнотипних безпілотних повітряних суден, оснащених сучасним нанотехнічним обладнанням з управлінням на основі новітніх інформаційних технологій. Реалізація мети полягає в отриманні нових знань в сфері безпілотних авіаційних систем (БАС), орієнтованих на застосування БАС в галузях економіки України та інших країн світу. Основними видами застосування таких дистанційно керованих авіаційних систем визначені аерофотознімання, відеоспостереження в реальному часі та патрулювання лінійних і площинних об’єктів.

Роботи, які проводяться за цими напрямами, мають певну новизну та практичну значимість, що полягає у розробках відповідних теоретичних основ та створенні низки високоефективних власних безпілотних авіаційних систем, необхідного обладнання, комплексної національної нормативної бази їх застосування, розвитку міжнародного співробітництва та координації з питань регулювання ДКАС, що є актуальним для України, як для країни, яка включає в себе повний цикл розробки, виробництва, експлуатації літальних апаратів, підготовки авіаційних кадрів та має суттєвий потенціал розробки, виробництва та експлуатації власних безпілотних авіаційних систем з різним цільовим призначенням, а також можливість експортування їх закордон.

Галузями застосування створюваних дистанційно керованих авіаційних систем є експлуатація у різних галузях економіки та їх військове застосування. Найчастіше авіаційні роботи виконуються у сферах сільського господарства, будівництва, охорони довкілля, медичної допомоги, аерофотозйомки, пошуку корисних копалин та дослідження земної та водної поверхонь, боротьби з паводками, нафтогазової галузі, пожежної охорони, участі у ліквідації наслідків стихійних лих та техногенних катастроф, при допомозі органам МВС тощо. В той же час економічна ефективність використання безпілотних авіаційних систем для зазначених завдань у порівнянні з класичною пілотованою авіацією значно вища, що підтверджує актуальність створення власних експериментальних ДКАС на базі різних безпілотних повітряних суден, оснащених сучасним нанотехнічним обладнанням з управлінням на основі новітніх інформаційних технологій.

Прогнозні припущення щодо отриманих результатів та подальшого розвитку об'єкту дослідження нададуть можливість українським розробникам та виробникам безпілотної авіаційної техніки отримати дієві інструменти для розвитку безпілотних авіаційних систем вітчизняного виробництва. Виконання робіт за темою передбачає комплексний підхід до створення та використання ДКАС.

Існуючий сьогодні в НАУ науковий, технічний і технологічний потенціал сприяє створенню привабливих умов для державного фінансування та інвестування в проекти по створенню сучасних ДКАС. В цілому реалізація науково-технічних програм і проектів у галузі наукоємного авіабудування, поява на внутрішньому ринку конкурентоспроможних технологій, устаткування й інструментів, нарощування експортного потенціалу є одним із пріоритетних напрямів розвитку економіки України.

Складна економічна ситуація змушує шукати найменш витратні напрями робіт. Одним із напрямів, що дозволяє реалізовувати нові ідеї та професійний досвід у вигляді кінцевих виробів, є створення безпілотних малорозмірних систем. Безпілотну авіацію інтенсивно застосовують у цивільній сфері для виконання таких функцій, як охорони кордонів, підтриманні правопорядку, боротьби з наслідками стихійного лиха або техногенних катастроф, моніторингу екологічного стану природного середовища, та інші.

Проблеми безпілотної авіаційної техніки стосуються не лише безпілотних повітряних суден (БПС), які є складовою частиною дистанційно керованої авіаційної системи (ДКАС), до складу якої входять: власне БПС, сучасне спеціальне бортове обладнання та наземне устаткування; наземні системи керування, пуску та посадки. Розроблення кожної з цих складових при створенні ДКАС потребує високого розвитку літакобудування, електроніки, інформаційних та інших технологій. Тому обмежена кількість країн світу володіють повним циклом такого унікального виробництва – від ПС та його цільового спорядження до наземних пунктів керування. Одночасно з розробкою, виробництвом і застосуванням ДКАС у світі формується нормативна база сумісного використання повітряного простору БПС і простору з пілотованими повітряними суднами.

У результаті виконання робіт має бути створена низка зразків дистанційно керованих авіаційних систем, придатних для виконання конкретних завдань. У рамках створення зазначених систем на основі розроблених натурних зразків безпілотних повітряних суден, підготовлених для лабораторних випробувань та адаптованих під задачі льотних випробувань, буде розроблено необхідне обладнання відповідних систем. Мета та завдання проекту досягаються виконанням наступного переліку робіт.

— Розробка та виготовлення різнотипних безпілотних повітряних суден, з подальшим проведенням лабораторних випробувань їх натурних зразків, адаптованих під задачі льотних випробувань, з проведенням лабораторних випробувань макетних зразків обладнання для льотних випробувань БПС, а також розробка методик та програм підготовки пілота-оператора-випробувача БПС.

— Розробка автоматизованої системи посадки безпілотного повітряного судна, з розробленням функціональної схеми, проведенням моделювання функціональних елементів, створенням макетного зразка апаратно-програмних засобів автоматизованої системи посадки (АСП) безпілотного повітряного судна на основі методів підвищення точності і достовірності навігаційних визначень, з подальшим проведенням експериментальних досліджень та обробки результатів.

— Розробка експериментального зразка апаратури для захищеної передачі радіотелеметричних даних та засобів відео спостереження, зі

створенням функціональних, електричних принципових та компоновочних схем апаратури, відповідним програмним забезпеченням, з подальшим виготовленням експериментального зразка апаратури захищеної передачі радіотелеметричних даних та засобів відео спостереження конкретного БПС, а також розробка алгоритмів та програмного забезпечення для автоматичної системи орієнтації антен та пошук місць їх розміщення. Також планується розробка програм та методик проведення оціночних випробувань апаратури з метою обгрунтування прийнятих технічних рішень щодо побудови комплексної системи захисту інформації, корекції документації за результатами випробувань та підготовки експертного висновку.

— Розробка дослідного зразка інтегрального навігаційного комплексу (ІНК) безпілотного повітряного судна з відповідними алгоритмами, системами, підсистемами та датчиками, розробленого за результатами моделювання алгоритмів БІНС, підсистем коректорів, технічних та метрологічних показників випробування та верифікації. В рамках цього напряму має бути проведено аналіз та вибір приймача, основних датчиків і цифрових контролерів для навігаційного комплексу; розроблено електричні схеми та схеми друкованих плат блоку навігаційного комплексу; виготовлені електронні компоненти друкованої плати НК; прошити та налагоджені алгоритми інерціальної навігаційної системи безплатформного типу (БІНС) та підсистем коректорів; прошити та послідовно налагоджені алгоритми комплексної обробки інформації. Наприкінці мають бути проведені статичні тестування комплексу, тестування комплексу на наземному рухомому об'єкті та льотні випробування макетного зразка НК БПС з метою отримання технічних та метрологічних показників ІНК за результатами випробування та верифікації, уточнення результатів випробувань та підготовки комплекту робочої конструкторської документації.

— Розробка автоматизованої системи оперативної обробки інформації цільового призначення з борту БПС, а саме мають бути розроблені методи та засоби обробки інформації цільового призначення з БПС, серед яких: методи та засоби багатопотокової обробки відео з борту БПС, класифікації текстур на кадрах потокового відео ряду з борту БПС на основі контрольної вибірки, адаптивного пошуку у потоковому відео з борту БПС об'єктів, схожих на ціль, визначення їх координат та нанесення їх зображення на цифрову карту місцевості, за результатами яких має бути створена автоматизована система "Робоче місце другого зовнішнього пілота БПС".

— Розробка комплексу нормативно-методичної документації для сертифікації безпілотної авіаційної системи, проектів методик і програм з льотної експлуатації ДКАС, створення науково-методичного забезпечення та технічних засобів підготовки наземного персоналу безпілотної авіаційної системи, а також розробка системи нормативних документів з державного регулювання проектування, виробництва та підтримання льотної придатності на стадії експлуатації зразка ДКАС з урахуванням його цільового призначення. До зазначеного комплексу нормативно-методичної документації мають бути включені: інструктивно-методичні матеріали та макетні зразки технічних засобів для використання у процесі підготовки персоналу ДКАС; проекти положення та методики створення настанови з системи менеджменту якості навчально-виробничого центру безпілотної авіації при виробництві ДКАС; проект методики та системи сертифікації персоналу з виробництва безпілотних

повітряних суден, а також проекти нормативних документів з державного регулювання проектування, виробництва та підтримання льотної придатності на стадії експлуатації зразка ДКАС з урахуванням його цільового призначення. Також планується розробка положення про Настанову системи менеджменту якості при виробництві ДПАС, проект методики створення Настанови з системи менеджменту якості навчально-виробничого центру безпілотної авіації, проект методики системи сертифікації персоналу з виробництва безпілотних повітряних суден, з урахуванням особливостей застосування системи менеджменту якості у виробництві сучасних конкуренто-спроможних ДПАС.

У подальшому планується випробування експериментальних зразків апаратури, та з'єднання всіх розроблених складових у низку дистанційно керованих авіаційних систем з метою проведення льотних випробувань та цільового використання.

Перспективи подальшого розвитку комплексу науково-дослідних робіт зі створення експериментальних зразків дистанційно керованих авіаційних систем стосуються наступних основних технологій щодо їх використання при виробництві дистанційно керованих авіаційних систем за наступними приорітетними напрями:

— розробка та виробництво сучасних конструкційних матеріалів, насамперед композитних, із застосуванням нанопокриттів;

— сучасні комп'ютерні технології, включаючи багатопроцесорні системи збору, обробки та зберігання даних;

— теорія систем автоматичного управління, як галузь кібернетики, пов'язана з теорією передачі інформації, шифрування, стиснення даних;

— засоби і системи зв'язку, включаючи космічні;

— технології дистанційного зондування Землі (радіолокація, оптико системи, багатоспектральні датчики);

— енергетичні технології, використання альтернативних джерел енергії: надмісткі акумулятори, сонячна енергія, паливні елементи;

— засоби і системи навігації, організації повітряного руху шляхом запровадження автоматичного залежного спостереження;

— географічні інформаційні системи;

— технології обробки зображень, розпізнавання образів;

— завдання розробки людино-машинного інтерфейсу;

— завдання розробки штучного інтелекту;

— удосконалення низки розроблюваних типів безпілотних повітряних суден, серед яких: двомоторні безпілотні літальні апарати "Небесний патруль" М-7 (масой 90 кг), М-7Д (масой 150 кг), М-7В5 (масой 200 кг); одномоторні безпілотні літальні апарати М-10 "Око" з електричним двигуном (масой 3 кг), М-6 "Жайвір" (масой 7 кг), М-22 "Аеротестер" (масой 18 кг); полікоптерна дистанційно керована авіаційна система (вантажопідйомністю 12 кг); а також комплекс дистанційно керованої авіаційної системи "Україна".

Перспективні напрями наукових досліджень мають стосуватись наступних напрямів:

— проведення теоретичних і експериментальних основ створення гібридних багатокомпонентних та гібридоволоконний текстильнозміцнених композиційних матеріалів, для використання у безпілотних повітряних суднах, із запровадженням комплексної методики проведення міцнісних розрахунків

та системи випробувань елементів БПС на міцність для забезпечення вимог, висунутих до нових композиційних матеріалів, та встановлення відповідності зразків типових конструктивних елементів авіаційної техніки вимогам сертифікаційного базису у галузі проектування та виробництва авіаційних конструкцій із полімерних матеріалів;

— розвиток перспективних напрямів створення нових матеріалів для впровадження в елементи машин та механізмів, серед яких: наукові основи створення нового класу зносостійких захисних матеріалів на основі евтектичних сплавів заліза і кобальту з тугоплавкими фазами втілення; та створення композиційних багатофункціональних покриттів, зміцнених вуглецевими нанотрубками;

— створення комплексної системи підтримки прийнятя рішення (СППР) для обґрунтування плану польотів підрозділу ДПАС, що має складатись з наступних завдань: постановки задач обґрунтування плану польотів БПС; вибору методів вирішення комплексу задач та розробки алгоритмів та методик вибору зразків БПС із підрозділу для виконання відповідного переліку польотних завдань; формування плану польотів підрозділу БПС; розробки алгоритмів вибору оптимальних режимів та параметрів польоту при вирішенні задач пошуку; розробки алгоритмів пошуку заданих наземних об'єктів для ДКАС та їх прив'язка до карти місцевості; та створення елементів СППР для обґрунтування плану польотів підрозділу БПС;

— проведення аналізу можливостей та розширення спектру завдань застосування дистанційно керованих авіаційніх систем в цивільній сфері;

— розробка математичної моделі економічного обґрунтування та порівняльної оцінки ДКАС.

З огляду на вищенаведене Національний авіаційний університет впродовж останніх десятиріч відпрацьовував теоретичні засади, концепцію та техніко-технологічні рішення для реалізації програми впровадження дистанційно керованих авіаційних систем у практику цивільних авіакомпаній України. З цією метою були організовано та проведено низку дослідно-конструкторських робіт, присвячених оптимізації конструкцій та типорозмірів БПС, складу їх аеронавігаційної, телеметричної, радіозв'язкової та інших життєво важливих систем, а також підготовки персоналу. В університеті розробляється низка типів безпілотних авіаційних систем з метою вирішення найбільш широкого спектру завдань цивільного та військового призначення. З точки зору розвитку українського авіаційного ринку особливо важливим вбачається розробка власних високоефективних оригінальних дистанційно керованих авіаційних систем та національної нормативно-правової бази їх використання, яка повинна спиратися на сучасні міжнародні норми та стандарти. З метою об'єднання зусиль та досліджень різних груп науковців та експертів Національного авіаційного університету щодо реалізації цих стратегічно важливих для країни завдань сформовано колектив виконавців відповідних науково-дослідних та дослідно-конструкторських комплексних робіт зі створення експериментальних зразків дистанційно керованих авіаційних систем на базі різнотипних безпілотних повітряних суден.

УДК 629.7.014-519:338.47(045)

Матійчик М.П, С.Н.С., к.т.н., доц., директор
(НВЦБА «Віраж», НАУ, Україна, м. Київ),
Качало І.А., магістрант,
(Національний авіаційний університет, Україна, м. Київ)

ТЕНДЕНЦІЇ ЗАСТОСУВАННЯ БЕЗПІЛОТНИХ ПОВІТРЯНИХ СУДЕН В ЦИВІЛЬНІЙ АВІАЦІЇ

Розглянуто причини появи та напрямки розвитку безпілотних повітряних суден. Проаналізовано сучасний стан ринку безпілотної авіації. Зроблено висновок про значну динаміку розвитку ринку цивільних безпілотних повітряних суден та суден подвійного застосування.

Найбільше безпілотні повітряні судна (БПС) відомі, як елементи сучасних військових систем. Перші згадки про БПС відносяться до 20-х років минулого століття, коли в Англії застосували біплан “Тайгер Мот” з радіокеруванням з метою навчання артилеристів стрільби. Широко БПС стали відомими під час Другої Світової війни, наприклад, як крилаті ракети Hs239A (Німеччина) та "Бака" (Японія) тощо. В Америці у 30-х роках того ж століття з'явилися малорозмірні безпілотні літаки, які застосовувалися для різних військових цілей [1].

Високий інтерес військових до БПС був спричинений цілим рядом факторів а саме: перенесення людини з борту ЛА на землю привело до вилучення з літального апарату обладнання для захисту і обслуговування людини що зменшило його масу; зниженням рівня психологічного навантаження на людину у екстремальних ситуаціях та відсутність втрат льотного особового складу; БПС при відповідному рівні автоматизації вони можуть тривалий час виконувати одноманітну "чорну" роботу, не втомлюючись, що позитивно впливає на якість її проведення; БПС можуть виконувати місії, які неможливі для пілотованих ПС а саме, польоти в приміщеннях, обмежених об'ємах, забрудненій атмосфері тощо; для БПС не потрібні аеродроми з бетонним покриттям а їм достатньо грунтових ЗПС або взагалі можна використовувати катапультний старт.

Більшість перерахованих переваг цілковито стосуються і цивільних БПС. Ще у середині 60-х років були розпочаті дослідження ефективності їх застосування при проведенні дистанційного моніторингу земної і водної поверхонь, патрулювання лісових масивів з метою раннього виявлення пожеж, пошкодження ліній електропередач і трубопроводів, проведення робіт з повітря у сільськогосподарському виробництві на полях і в садах.

Так у 70-х роках Московським авіаційним інститутом розпочато дослідження ефективності застосування БПС в галузі картографування земної поверхні та біологічного захисту рослин. У 1983 році у Москві та Курську відбувся міжнародний семінар з проблем застосування БПС у програмі "Інтеркосмос". БПС доктора А. Новосельського з Польщі був оснащений м'яким крилом, двигуном STG 71 та мультиспектральною фотокамерою NAC

МВ 470 з чотирма об’єктивами. Також відбувся показ БМЛ "Sky Eyes" каліфорнійської фірми "DSI" R4E [2]. На сьогодні прийнято, що цивільні БПС можуть застосовуватися в наступних сферах:

- виявлення малорозмірних об'єктів: повітряних; надводних; наземних; пошук і порятунок; допомога в надзвичайних ситуаціях;
- керування повітряним рухом: у важкодоступних районах; при стихійних лихах і аваріях; на тимчасових трасах при виконанні авіаційних робіт;
- контроль морського судноплавства: пошук і виявлення суден; попередження аварійних ситуацій у портах; контроль морських кордонів; контроль правил рибальства;
- розвитку регіональних і міжрегіональних телекомунікаційних мереж: систем зв'язку, у тому числі мобільних; телерадіомовлення; ретрансляції; навігаційних систем; реклами; телебачення; кіно;
- аерофотознімання й контроль земної поверхні: аерофотознімання (картографії); інспекції дотримання договірних зобов'язань (режим «відкритого неба»); контроль гідро-, метеообстановки; контроль активно випромінюючих об'єктів; контроль ЛЕП, дотримання контролю за незаконною міграцією людей; правоохоронна діяльність; виявлення лісових пожеж; спостереження промислових майданчиків; контроль залізничних колій, контроль ЛЕП і інших лінійних об'єктів.
- контроль екологічної обстановки: радіаційний контроль; газохімічний контроль; контроль стану газо - і нафтопроводів; опитування сейсмічних датчиків; контроль стану лавин;
- застосування в сільському господарстві і геологорозвідці; виконання АХР; визначення характеристик ґрунту; розвідка корисних копалин; підповерхневе (до 100 м) зондування Землі:
- океанології: розвідка льодової обстановки; спостереження за хвилюванням моря; пошук промислових скупчень риби.

Аналіз розвитку існуючих сьогодні у світі БПС виявляє стійку тенденцію до збільшення їхніх розмірів і маси, а також висоти й тривалості польоту. Великим є попит на БПС класу "максі" типу «Глобал Хоук». На рис.1 показана потреба світового ринку БПС станом на 2010 рік з великою висотою й тривалістю польоту.

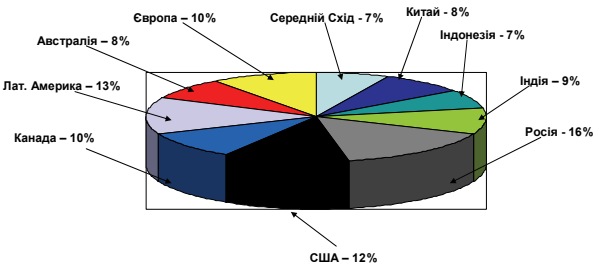


Рис.1. Потреба світового ринку в БПС
з великою висотою й тривалістю польоту

Відносно недавно була розроблена концепція «літаючої платформи», відповідно до якої почали будувати БПС, що забезпечують найкращі умови для розміщення в них корисного навантаження і для вирішення завдань, які не під силу мало-, середньовисотним і безпілотним БПС або вимагають невиправдано великих затрат при їх виконанні супутниковими угрупованнями. На висоті до 30 км БПС може відслідковувати все, що відбувається на території площею близько 1млн. км^2, і стає свого роду "аеродинамічним супутником" [3].

Відомо, щоб з космосу проводити фото- і кінозйомку або спостерігати за яким-небудь об'єктом, потрібні 24 супутника, але й тоді інформація від них буде надходити один раз за годину. Супутник перебуває над об'єктом спостереження всього 15-20 хвилин, а потім іде із зони його видимості й вертається на те ж місце, зробивши оберт навколо Землі. Об'єкт же за цей час іде із заданої точки, оскільки Земля обертається, і знову опиняється в ній тільки через 24 години. На відміну від супутника, БПС супроводжує точку спостереження постійно. Виконавши завдання на висоті близько 20 км впродовж 24 годин, він повертається на базу, а йому на зміну в небо йде інший. Ще один БПС знаходиться в резерві. Це і є основна складова економії, оскільки БПС на порядок дешевше супутників.

Сучасні світові тенденції виробництва та застосування БПС у світі свідчать про стрімке зростання тренду впродовж 2005 – 2010 років. Зокрема з діаграми на рис.2. видно, що абсолютну першість далі тримають військові БПС що склало біля 700 проектів за 2009 рік. Другу позицію утримують БПС подвійного призначення – 350 проектів за 2012 рік. На третій позиції – цивільні БПС, біля 220 проектів. За відносно малою кількістю цивільних розробок та застосувань лежить значний приріст який склав порівняно з 2006 роком біля 350% (60 проти 220 проектів та застосувань) [4].

Стосовно регіонального світового розподілу розробок та застосувань можна розглянути розподіл у країнах Європи (рис.3). Діаграма показує, що першість ведуть найбільш розвинені країни – Великобританія, Німеччина та Франція. На їх долю припадає 248 проектів з 336, тобто біля 73%.

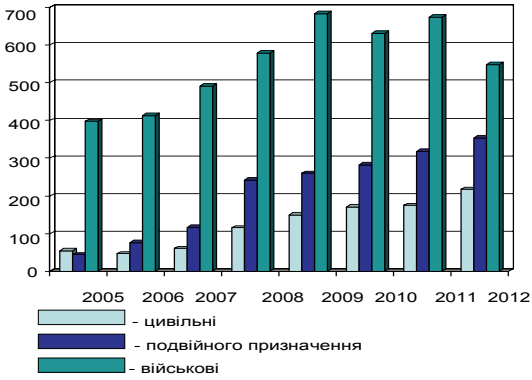


Рис. 2. Зростання виробництва та застосування БПС у світі (2005–2012 рр.)

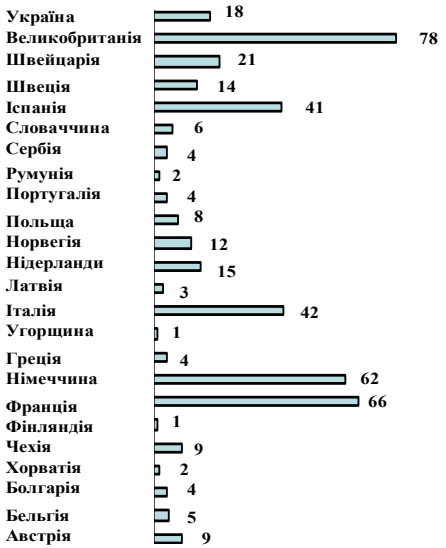


Рис.3. Розподіл кількості розробок *(335 одиниць)* БПС у Європі (за країнами – розробниками станом на 2012 рік)

Інших 27% закріплені за країнами з менш розвиненою економікою або такими що мають перехідну економіку. Зокрема, станом на 2012 рік Україна була представлена 18 - ма проектами, серед яких БПС «Ремез», м. Харків, БПС М-7В5 «Небесний патруль» м. Київ та інші.

Висновки

- розвиток цивільних БПС нерозривно пов'язаний з розвитком військових, причому військові розвиваються стрімкіше і допомагають у розвитку цивільного ринку;
- впродовж 2006-2012 років світовий ринок цивільних БПС зріс на 350% а саме з 60-ти до 220-ти проектів та застосувань.

Список літератури

1. С.М.Ганин, А.В.Карпенко и др. Беспилотные летательные аппараты. Невский бастион. / И-во «Гангут». 1999. – 160 с.
2. Матійчик М.П., Боголюбов В.М. Ретроспективи та сучасні проблеми застосування малогабаритних радіокерованих літальних апаратів. – Київ. Наукові записки НаУКМа, 1999. Т9. С. 371-377.
3. Marc Deli. Unmanned Aerial Vehicles // Unmanned Aerial Vehicles and Tarqets. IHS Jan'es. IHS Global Limited 2010. p 28-38.
4. RPAS. Remotely piloted aircraft sustems. The Global perspective. 2012/2013.10th Edition. June 2102 - Bluenburgh & CO. Електронний ресурс: www.uvs–info.com.

УДК 629.735.015.3: 629.7.014-519(045)

Макарчук М.В., н.с., Смирнов І.Д., м.н.с.
(НВЦБА „Віраж" Національного авіаційного університету, Україна, м. Київ)

ВИКОРИСТАННЯ МЕХАНІЗОВАНОГО КРИЛА НА БЕЗПІЛОТНИХ ЛІТАКАХ

Приведено результати льотних випробувань безпілотного літака М-7Д. Розглянуто та досліджено вплив використання механізації крила на злітно-посадкові характеристики літака. Виконано розрахунки та отримано якісні показники покращення злітно-посадкових характеристик безпілотного літака з використанням механізації крила.

Актуальність. Достеменно відомо, що практично на всіх безпілотних літаках (БЛ), у зв'язку з їх специфікою застосування, використовується мало чи взагалі немеханізовані крила. Це зумовлено тим що переважна більшість БЛ є військовими, і відповідно мають старт з катапульти і парашутну посадку чи інші способи безаеродромного приземлення, або нормальні літакові зліт і приземлення, проте вимагають довгих злітно-посадкових смуг (ЗПС). Такі затратні умови експлуатації повністю або частково не підходять для невеликих БЛ зі стартовою масою до 300 кг цивільного призначення.

Забезпечення для таких БЛ прийнятних умов експлуатації в цивільній авіації, тобто можливості їх базування на аеродромах із короткими ЗПС з поганим покриттям, можливе лише способом покращення злітно-посадкових характеристик (ЗПХ) таких БЛ, що в свою чергу якісно можливе лише застосуванням механізованого крила останніх.

В НАУ ще у 2009 році було звернуто увагу на вищеописану проблематику. Так у тому ж році, для перевірки тезису про механізоване крило, було спроектовано таке крило для існуючого БЛ М-7. Впродовж 2010 року здійснювалась побудова нового крила. В грудні 2011 року перекомпонований і відповідно допрацьований БЛ М-7Д здійснив випробувальний політ, в якому було підтверджено правильність вищезазначених тверджень.

Метою роботи є встановлення якісних показників покращення злітно-посадкових характеристик БЛ за рахунок приросту підйомної сили з використання механізованого крила.

Вирішення завдання. Підтвердженням розрахунків якісних характеристик стали результати льотних випробувань безпілотного літака М-7Д. Він є вільнонесучим монопланом з крилом розмахом 5,2м і площею 2,85м^2, стріловидністю по лінії фокусів 7^0, звуженням 1,47 і видовженням 9,2. Крило оснащене механізацією у вигляді однощілинних закрилків, які обслуговують 48% загальної площі крила, і однощілинних флаперонів (зависаючих елеронів), які обслуговують 38% площі крила (рис. 1). Злітна маса літака M_0 = 90 кг.

Приведемо розрахунок дистанції розбігу. Для початку визначимо кут атаки літака в момент відриву та коефіцієнт підйомної сили для профілю

крила. Так конкретні значення вказаних параметрів наступні: $\alpha_{відр}=16^0$, $C_{y.пр.\alpha}=1,3$ (для профілю крила Р-ІІІА 15% при $\alpha_{відр}=16^0$) [1].

Рис. 1. Ліва консоль крила БЛ М-7Д з випущеною механізацією.

Під час зльоту використовувалась наступна механізація крила - однощілинний закрилок випущений на 20^0. Відповідно приріст злітного C_y складав [2]:

$$\Delta C_{y.закр.зл.} = \kappa_1\kappa_2\Delta C_{y\alpha max} = 1,3 \times 0,7 \times 1,18 = 1,07;$$

де: $\kappa_1=1,3$ - коефіцієнт, який враховує вплив відносної товщини крила; $\kappa_2=0,7$ – коефіцієнт, який враховує кут відхилення закрилка; $\Delta C_{y\alpha max}=1,18$ – максимальний приріст коефіцієнта підйомної сили конкретного типу закрилка.

Тоді коефіцієнт підйомної сили механізованого крила в злітній конфігурації:

$$C_{y.зл.} = C_{y.пр.\alpha} + 0,48\Delta C_{y.закр.зл.} = 1,3 + 0,48 \times 1,07 = 1,81.$$

Наступним кроком є визначання складової підіймальної сили, що створюється силовою установкою (СУ):

$$N_Y = N_0 \sin\alpha_{відр} = 55 \times 0,276 = 15,2 \text{ (кг)};$$

де: $\alpha_{відр} = 16^0$, (кут відриву); $N_0 = 55$ кг (за даними експерименту по випробуванню гвинто-моторної групи) - статична тяга СУ.

Так як СУ БЛ розміщена на крилі, то необхідно враховувати значення приросту підйомної сили за рахунок обдування частини крила гвинтами СУ. Він складає :

$$\Delta Y_{об} = 182 \text{ (Н)} = 18,6 \text{ (кг)} [3].$$

Для того щоб літак почав відриватись, має виконуватись умова $Y > M_0$.

де: Y - підйомна сила літака (було прийнято $Y = 91$кг), яка складається з:

$$Y = N_Y + \Delta Y_{об} + Y_{кр.зл};$$

де: $Y_{кр.зл.}$ - підйомна сила механізованого крила в злітній конфігурації.

$$Y_{кр.зл.} = Y - N_Y - \Delta Y_{об} = 91 - 15,2 - 18,6 = 57,2 \text{ (кг)} = 560,56 \text{ (Н)}.$$

Визначено швидкість, необхідну для отримання $Y_{кр.зл.}$ – швидкість відриву:

$$V_{відр.} = \sqrt{\frac{2 \times Y_{кр.зл.}}{C_{y.зл} \rho S_{кр.}}} = \sqrt{\frac{2 \times 560,56}{1,81 \times 1,21 \times 2,85}} = 13,4 \text{(м/с)} \approx 48,3 \text{(км/год)}.$$

де: ρ - густина повітря; $S_{кр}$ - площа крила літака.

Значення тягоозброєнності дорівнює :

$$\mu = N_0 / M_0 = 55/90 = 0,611;$$

Тоді середнє прискорення при розбігу:

$$J_{сер.розб} = (\mu - f_{тер.сер})g = (0,611 - 0,11) \times 9,8 = 4,91 \text{(м/с}^2\text{)}; [4]$$

де $f_{тер.сер} = 0,1$ - коефіцієнт тертя при розбігові.

Довжина розбігу розраховується за відомою формулою:

$$L_{розб} = \frac{V_{відр}^2}{2J_{сер.розб}} = \frac{13,4^2}{2 \times 4,91} = 18,3 \text{(м)}. \quad [4]$$

Під час експериментів дистанція розбігу склала 18 метрів. Замірювання здійснювалося від місця старту до зникнення слідів від коліс основних опор шасі на сніжному покрові.

З вищеописаного можна побачити, що дана методика розрахунку ефективності механізації крила є достатньо точною, так як дає похибку менше 2%. Тому було проведено розрахунки для інших конфігурацій механізації крила вищезгаданого БЛ М-7Д.

При наступній конфігурації механізації (однощілинні закрилок та флаперон випущені на 20^0) отримується наступне значення приросту підйомної сили:

$$\Delta C_{y.флап.зл.} = \kappa_1\kappa_2\Delta C_{yамах} = 1,3 \times 0,7 \times 1,18 = 1,07.$$

При цьому коефіцієнт підйомної сили механізованого крила в злітній конфігурації дорівнює:

$$C_{y.зл.2} = C_{y.пр.\alpha} + 0,48\Delta C_{y.закр.зл.} + 0,38\Delta C_{y.флап.зл.} = 2,217.$$

Відповідно швидкість відриву дорівнює:

$$V_{відр.2} = \sqrt{\frac{2 \times Y_{кр.зл.}}{C_{y.зл.2}\rho S_{кр.}}} = \sqrt{\frac{2 \times 560,56}{2,217 \times 1,21 \times 2,85}} = 12,1(м/с) \approx 43,6(км/год).$$

Отже довжина розбігу:

$$L_{розб.2} = \frac{V_{відр}^2}{2J_{сер.розб}} = \frac{12,1^2}{2 \times 4,91} = 14,9(м).$$

Проаналізувавши проведені розрахунки можна зробити висновки що, при використанні окрім закрилків ще й флаперонів, швидкість відриву зменшується на 10%, а довжина розбігу на цілих 18,5 %, що є достатньо суттєвим показником.

Аналогічно були проведені розрахунки визначення швидкості відриву та довжини розбігу без використання механізації крила, при цьому довжина розбігу склала 30,2 м, а швидкість відриву – 61,8 км/год. Використовуючи отримані дані можна зробити висновок, що швидкість відриву збільшується на 42% а довжина розбігу збільшується більше ніж у двічі (рис. 2, рис. 3).

Наступним кроком є порівняння посадкові швидкості з використанням механізації і без, при чому складові підйомної сили, які утворюються СУ відсутні, так як двигуни в момент приземлення працюють на режимі малого газу.

Без механізації: $C_{y.пос.0} = C_{y.пр.\alpha.} = 1,3.$

$$Y_{пос.} = Y = 90 \text{ (кг)} = 882 \text{ (Н)}.$$

$$V_{пос.0} = \sqrt{\frac{2 \times Y}{C_{y.пос.0}\rho S_{кр.}}} = \sqrt{\frac{2 \times 882}{1,3 \times 1,21 \times 2,85}} = 19,8(м/с) \approx 71,4(км/год).$$

З механізацією (флаперони опущені на 20^0, закрилки випущені на 40^0).

$$\Delta C_{y.флап.пос} = \kappa_1\kappa_2\Delta C_{yамах} = 1,3 \times 0,7 \times 1,18 = 1,07 \text{ [2]}.$$

$$\Delta C_{y.закр.пос.} = \kappa_1\kappa_2\Delta C_{yамах} = 1,3 \times 1 \times 1,18 = 1,534 \text{ [2]}.$$

$$C_{y.пос.мех} = C_{y.пр.\alpha} + 0,48\Delta C_{y.закр.пос.} + 0,38\ \Delta C_{y.флап.пос.} = 2,44.$$

$$V_{пос.мех} = \sqrt{\frac{2 \times Y}{C_{y.пос.мех}\rho S_{кр.}}} = \sqrt{\frac{2 \times 882}{2,44 \times 1,21 \times 2,85}} = 14,5(м/с) \approx 52,1(км/год).$$

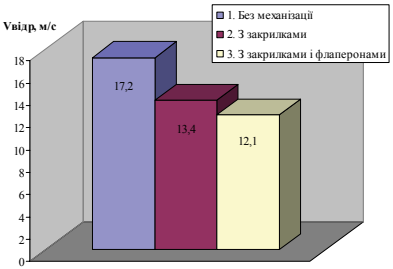


Рис. 2. Порівняння швидкості відриву з використанням різних конфігурацій механізації крила.

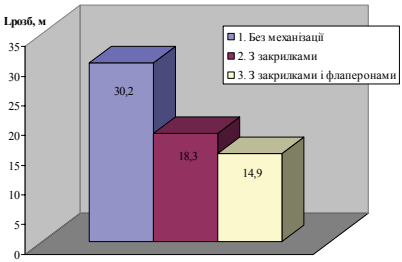


Рис. 3. Порівняння довжини розбігу з використанням різних конфігурацій механізації крила.

Маємо, що з використанням механізації при посадці, швидкість зменшується на 27%, що є досить суттєво.

Висновки:

1. При використанні в літаку М-7Д механізації крила у вигляді однощілинних закрилків та однощілинних флаперонів, вдалося зменшити швидкість відриву на 29,5%, довжину розбігу на 50,5%, а посадкову швидкість на 27%.

2. Як видно з результатів експерименту та теоретичних розрахунків, використання механізованого крила є суттєвим резервом для зменшення швидкості відриву та дистанції розбігу безпілотних літаків.

3. В якості шляхів подальшого покращення злітних характеристик безпілотних літаків можна запропонувати збільшення площі крила, яка обслуговується механізацією, тобто розміщення механізації по якомога більшому розмаху крила, а також застосування більш ефективної механізації крила, зокрема передкрилків, закрилків Фаулера з максимально можливою хордою та розвинених щілинних флаперонів.

Список літератури

1. *Чумак П.И.* Расчет, проектирование и постройка сверхлегких самолетов / *П.И.Чумак, В.Ф. Кривокрысенко* Расчет, проектирование и постройка сверхлегких самолетов // М.: Партиот. 1991.
2. *Бадягин А.А.* Проектирование легких самолетов / *А.А .Бадягин, Ф.А. Мухамедов* Проектирование легких самолетов // М.: Машиностроение, 1978.
3. *Matiychyk M.P.* Improving takeoff performance of twin-engine UAV / *M.P. Matiychyk, M.V. Makarchuk* Improving takeoff performance of twin-engine UAV // THE FIFTH WORLD CONGRESS “AVIATION IN THE XXI-st CENTURY”, “Safety in Aviation and Space Technologies” Volume 2, KYIV, September 25-27, 2012.
4. *Остославский И.В.* Аэродинамика самолета / *И.В. Остославский* Аэродинамика самолета // М.: Государственное издательство оборонной промышленности, 1957.

УДК 629.7.014-519:629.73-03(045)

А.В. Івасенко, фах.2кат., А.В. Ситник, фах.2кат;
(НВЦБА „Віраж" Національного авіаційного університету, Україна, м. Київ)

ПОКРАЩЕННЯ МАСОВИХ ХАРАКТЕРИСТИК СИЛОВИХ ЕЛЕМЕНТІВ БПС М-7В5

Показано на прикладі БПС М-7В5 переваги застосування вуглепластику для виготовлення полиць лонжеронів крила. Розглянуто характеристики матеріалів лонжерону. Виконано розрахунки маси полиць лонжеронів БПС М-7В5.

Актуальність. Відомий безпілотний літак М-7В5 „Небесний патруль" (згідно нового Повітряного Кодексу України – безпілотне повітряне судно - БПС. а*вт)* має комбіновану конструкцію, у якій широко застосовуються пластики, деревина та метал. Основу силового набору крила складають два металеві лонжерони з матеріалу Д16Т, які за умовами міцності у розрахункових випадках задовольняють вимогам до них. Однак подальше зниження маси лонжеронів з дотриманням вимог міцності, дозволить перерозподілити стартову масу у сторону збільшення маси палива/цільового навантаження, що позитивно вплине на коефіцієнт вагової віддачі БПС М-7В5.

Постановка завдання. Завдання полягає у зниженні маси лонжеронів БПС М-7В5 шляхом застосування однонаправлених композитних матеріалів.

Вирішення завдання. Необхідні характеристики матеріалів які можуть застосовуються при виготовленні лонжеронів крила БПС М-7В5 (однонаправлений вуглепластик холодного твердіння на епоксидному зв´язуючому марки U-200; однонаправлений склопластик холодного твердіння на епоксидному зв´язуючому STR 015-200; сосна 15% вологості ГОСТ 8486-86; сплав алюмінію Д16-Т), для зручності при порівнянні зведені у таблицю 1.[1]

Розрахуємо питому міцність матеріалів за формулою:

$$\Psi = \delta_B / \rho \qquad (1)$$

де Ψ – питома міцність матеріалу.

Питома міцність – це відношення межі міцності матеріалу, до його щільності; показує, наскільки міцною буде конструкція при заданій масі. Якщо розділити питому міцність на прискорення вільного падіння, то ми отримаємо максимальну довжину нитки з матеріалу постійного перетину, яка може висіти вертикально вниз, без обриву під своїм власним вагою. Наприклад для сталей ця довжина становить величину до 26 км. $\delta_в$ – межа міцності на розтяг (приймаємо характеристику матеріалу з найменшим значенням міцності в таблиці (1)); ρ – густина матеріалу.[2]

Порівняння характеристик матеріалів лонжерону

Таблиця 1

Матеріал	Межа міцності на розтяг $\delta_{в\ розт.}$ (кг/мм^2)	Межа міцності на стиснення $\delta_{в\ ст.}$ (кг/мм^2)	Густина матеріалу ρ (г/см^3)
Однонаправлений вуглепластик холодного твердіння на епоксидному зв´язуючому	50	45	1,6
Однонаправлений склопластик холодного твердіння на епоксидному зв´язуючому	40	30	1,6
Сосна	8,3	3,5	0,52
Д16-Т	40	40	2,8

Розрахуємо питому міцність кожного матеріалу згідно формули (1).

$$\Psi_{(Д16Т)} = 40/2{,}8 = 14{,}286(км);$$

$$\Psi_{(вуг.)} = 45/1{,}6 = 28{,}125(км);$$

$$\Psi_{(ст.)} = 30/1{,}6 = 18{,}75(км);$$

$$\Psi_{(сосни)} = 3{,}5/0{,}52 = 6{,}73(км);$$

Як бачимо питома міцність вуглепластика найвища. Це означає що полиці лонжерону виготовлені з нього можуть витримувати аналогічні навантаження і мати при цьому найменшу масу. Отримані дані заносимо в табл. 2

Характеристики питомої міцності матеріалів лонжерону

Таблиця 2

Матеріал	Ψ (км)
Однонаправлений вуглепластик холодного твердіння на епоксидному зв´язуючому	28,125
Однонаправлений склопластик холодного твердіння на епоксидному зв´язуючому	18,75
Сосна	6,73
Д16-Т	14,286

Оскільки однонаправлений вуглепластик холодного твердіння на епоксидному зв´язуючому має найбільше значення питомої міцності, то для виготовлення полиць лонжерону крила БПС М-7В5 будемо розглядати саме цей матеріал.

З табл. 2 випливає що питома міцність вуглепластика більша в 2 рази. Відповідно при заданих вимогах міцності, полиці лонжерона крила виготовлені з вуглепластика будуть мати у 2 рази меншу вагу, ніж полиці

виготовленні із сплаву Д16Т.

Масу полиць лонжерона виготовлених з вуглепластику визначаємо за формулою: $$m^1_{(пл.вуг.)} = m^1_{(пл.Д16Т)} / 2.0 \qquad (2)$$

де $m^1_{(пл.вуг.)}$ – маса полиць лонжерона виготовлених із вуглепластика, не враховуючи технологічних особливостей. Під поняттям *«технологічні особливості»* вважається висока складність отримання полички складної геометричної форми з сплаву Д16-Т.

$m^1_{(пл.Д16Т)}$ – маса полиць лонжерона виготовлених із Д16Т.

$$m^1_{(пл.вуг.)} = 11{,}8/2 = 5{,}9(кг).$$

Маючи графік залежності згинаючого моменту від $l_{пер}$ який побудований по попереднім розрахункам на міцність основних силових елементів для БПС М-7В5 (рис.1), можна розрахувати зменшення маси за рахунок технологічних особливостей виготовлення полиць лонжерона.

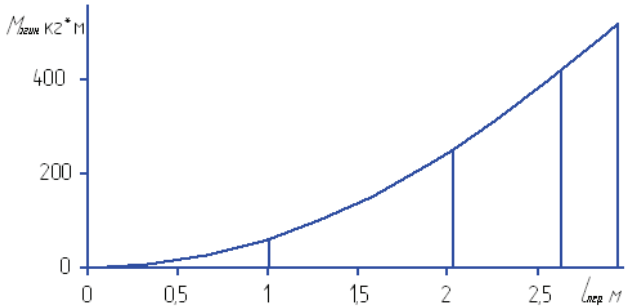


Рис.1. Графік залежності згинаючого моменту від $l_{пер}$

Виходячи з графіку можна представити його в співвідношенні площі поперечного перерізу полиць лонжерону до розмаху крила.[3, 4]

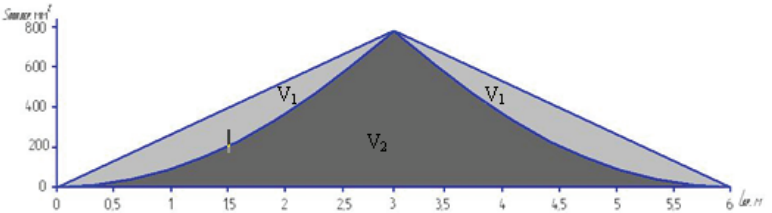


Рис.2. Залежність площі поперечного перерізу полиці лонжерону від розмаху крила; V1 – надлишковий об'єм полиць лонжеронів який з'являється в зв'язку з технологічними особливостями виготовлення лонжерону.V2 – корисний об'єм полиць лонжеронів; V заг – загальний об'єм полиць лонжеронів.

В абсолютному виразі $V_1 = 998 см^3$; $V_2 = 2136 см^3$. Загальний об'єм знаходимо з формули:

$$V_{заг.} = V_1 + V_2 \quad (3)$$

Відповідно $V_{заг} = 3134 см^3$. Знаходимо надлишкову площу поперечного перерізу в процентному співвідношенні до загальної площі $V_1^/$.

$$V_1^/ = (998 * 100) / 3134 = 31,8\%$$

Виходячи з даних розрахунків та врахувавши технологічні особливості полиць лонжерона можна зменшити їх вагу ще на 31,8% . В абсолютному виразі це складе: 5,9х31,8/100 = 1,876 кг. Тоді вага вуглепластикового лонжерону складе:

$$m_{(пл.вуг.)} = 5,9 - 1,876 = 4,024(кг)$$

Висновки:

- зниження маси лонжеронів БПС М-7В5 з дотриманням вимог міцності можливе за допомогою застосування однонаправленного вуглепластика холодного твердіння на епоксидному зв´язуючому ;
- при заміні алюмінієвої полиці, яка важить 11,8 кг на вуглепластикову, маємо економію 63,9 % ваги; при цьому вага полиць виготовлених із вуглепластика буде дорівнювати 4,024 кг.

Список літератури

1. *Буланов И.М.* Технология ракетных и аэрокосмических конструкций из композиционных материалов /*И.М.Буланов, В.В. Воробей* Технология ракетных и аэрокосмических конструкций из композиционных материалов // Композиционные материалы и их компоненты. Москва. Издательство МГТУ им. Л. Э. Баумана . 1998 -с. 90-105

2. *Авдюхина Т.М.* Конструирование деталей самолета /*Т.М.Авдюхина, И.М. Алявин , В.В. Васильев* Конструирование деталей самолета //Черные и цветные металлы и полуфабрикаты. Москва .1993 г 9 с.

3. *Миртов К.Д.* Конструкция и прочность самолетов и вертолетов/ *К.Д. Миртов* Конструкция и прочность самолетов и вертолетов // Лонжероны. Москва "Транспорт" 1972 с.140-151.

4. *Матійчик М.П.* Розрахунок міцності основних силових елементів БЛА М-7-В5"/ *М.П. Матійчик, І.Д. Смирнов , К.В. Кривенко , М.Ф. Тупіцин* Розрахунок міцності основних силових елементів БЛА М-7-В5"// Звіт за темою № 1/2010/П " Створення багатоцільового безпілотного літального апарату". Київ. НАУ. 2011р с. 10-11

УДК 629.7.014-519:528.715:528.711(045)

Ситник А.В.,фах.2кат; Івасенко А.В., фах.2кат.
(НВЦБА „Віраж" Національного авіаційного університету, Україна, м. Київ)

ОСОБЛИВОСТІ АЕРОЗНІМАЛЬНИХ РОБІТ ЛІНІЙНИХ ОБ'ЄКТІВ БЕЗПІЛОТНИМ КОМПЛЕКСОМ М-6 «ЖАЙВІР»

Показано на прикладі М-6 «Жайвір» переваги здійснення аерознімальних робіт лінійних об'єктів.

Актуальність. Аерознімальні роботи (АЗР) є класичним прикладом застосування цивільної авіації в галузях економіки. Вони відносяться до авіаційних робіт, коли у польоті повітряного судна (ПС) не втрачає масу корисного навантаження, і характеризуються великим розмаїттям. Важливим є також тип ПС, оскільки його конструктивні та інші особливості впливають на якість та види АЗР, що виконуються.

Останніми роками набуває ваги фактор впровадження у практику виконання АЗР безпілотних транспортних засобів у вигляді безпілотних повітряних суден (БПС). Основною причиною появи БПС у цивільній авіації є втілення у життя ефективних безлюдинних технологій, заснованих на ідеї винесення людини з борту рухомого об'єкту, що зрештою приводить до зменшення питомих приведених витрат під час виконання технологічного процесу аерознімання [1].

До лінійних об'єктів відносять лінії електропередач, нафтогазопроводи, залізничні колії, автомобільні дороги та магістралі тощо. Дані об'єкти потребують постійного контролю для своєчасного реагування відповідного персоналу (ремонтні бригади, рятувальні служби, органи правопорядку і т. д.) підчас пошкодження певного об'єкту і попередження аварійних ситуацій, екологічних катастроф злочинних діянь (відкачування газу та нафти з трубопроводів) та запобігання людських жертв.

З практичної та економічної точки зору для виконання даних робіт незамінними є БПС, оскільки дані літальні апарати в порівнянні з пілотованими повітряними суднами (ППС) можуть в автоматичному режимі вести моніторинг (патрулювання) лінійних об'єктів протягом тривалого часу з мінімальними затратами на їх обслуговування. В даному процесі виключається людина на борту ПС котра психологічно не зможе тривалий час керувати ПС на малих висотах польоту, також виключається заробітна плата пілоту.

Постановка завдання. Визначити годинну продуктивність виконання аерознімальних робіт нанілянці маршруту.

Вирішення завдання. Комплекс БПС на базі М-6 «Жайвір» (рис.1.) представляє собою літак зі злітною масою до 12 кг, що виключає обов'язкову сертифікацію ПС [2]. Зліт даного апарату здійснюється з катапульти, а

приземлення за допомогою парашута. Максимальна дальність польоту до дозаправки (6 літрів пального) становить 1200 км. Час польоту становить 9 год. на крейсерській швидкості 130км/год. Екіпаж складається з оператора БПС та техніка.

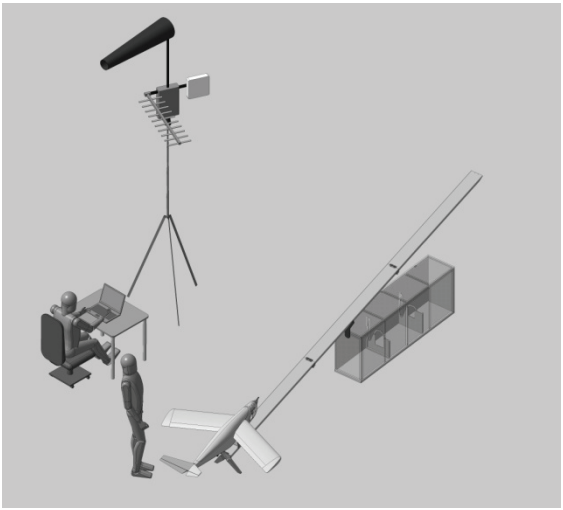


Рис. 1. Комплекс БПС М-6 «Жайвір»

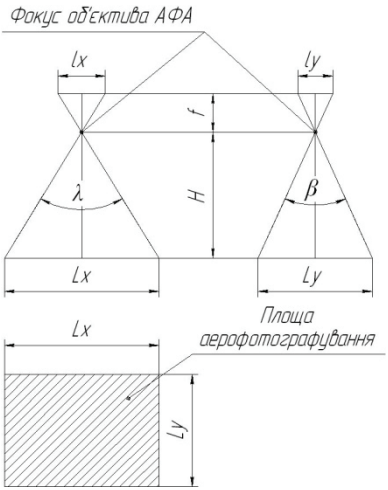


Рис.2. Фокусування аерофотознімку

Для аерознімальних робіт (АЗР) на БПС М-6 «Жайвір» використовуємо фотокамеру Sony Cyber-Shot DSC-H70 котра має об'єктив серії Sony G з фокусною відстанню f_1=25 f_2=250 мм. Розширення зображення становить при 16Мр становить l_x=4608 l_y=3456 пікселів на дюйм. Кути обзору без наближення становить λ_1=62° по горизонталі та β_1=48° по вертикалі, а при збільшенні х10 кути обзору становлять λ_2=16° по горизонталі та β_2=12° по вертикалі рис. 2.

При лінійному фотографуванні місцевості, візьмемо за умову, те що літак рухається зі швидкістю (V) 130 км/год. (36 м/с), час польоту ($t_{пол.}$) 1 год. на висоті 500 м, поздовжнє перекриття аерофотознімку становить (р) 20%. Розрахунок буде здійснений в 2-х варіантах: 1-й варіант без приближення, 2-й варіант з приближенням х10.

Розрахунок обробленої площі в одному кадрі.

Політ БПС проходить на висоті (Н) 500 метрів. Розмір аерофотознімку знаходимо за формулами:

$$\frac{1}{2}\mathrm{L}_{\mathrm{x(y)}} = \mathrm{H} \times \mathrm{tg}\frac{1}{2}\lambda(\beta);$$

$$\mathrm{S}_{\mathrm{зн.}} = L_x \times L_y;$$

Час між кожним кадром розраховуємо за формулою:

$$\mathrm{t}_{\mathrm{зн.}} = \frac{\mathrm{L}_{\mathrm{y}} - p}{V};$$

Кількість кадрів за годину:

$$N_{зн.} = \frac{\mathrm{t}_{\mathrm{пол.}}}{\mathrm{t}_{\mathrm{зн.}}};$$

Оброблена площа за годину:

$$\mathrm{S}_{\mathrm{год}} = (\mathrm{S}_{\mathrm{зн.}} - p) \times (\mathrm{N}_{\mathrm{зн.}} - 1) + \mathrm{S}_{\mathrm{зн.}};$$

Довжина обробленого маршруту

$$\mathrm{L}_{\mathrm{марш.}} = \mathrm{V} \times t_{пол.};$$

$$\mathrm{L}_{\mathrm{марш.}} = 130 \times 1 = 130(км);$$

1. Варіант.

$$\mathrm{t}_{\mathrm{зн.1}} = \frac{450 - 20\%}{36} = 10(c);$$

$$N_{зн.1} = \frac{3600}{10} = 360(кадрів);$$

$$\mathrm{S}_{\mathrm{год.\ лін.}} = (27 - 20\%) \times (360 - 1) + 27 = 7781(га);$$

2. Варіант.

$$t_{зн.2} = \frac{105 - 20\%}{36} = 2{,}3(с);$$

$$N_{зн.2} = \frac{3600}{2{,}3} = 1565(кадрів);$$

$$S_{год.лн.2} = (1{,}47 - 20\%) \times (1565 - 1) + 1{,}47 = 1841(га);$$

Отримані дані занесемо до таблиці.

Варіант	L_x, м.	L_y, м.	$S_{зн.}$, га.	$t_{зн.}$, с.	$N_{зн}$	$S_{год.лн.}$, га/год.	$L_{марш.}$, км.
1	600	450	27	10	360	7781	130
2	140	105	1,47	2,3	1565	1841	

Висновок

У випадку першого варіанту аерознімання лінійних об'єктів здійснюється для постійного контролю стану цих об'єктів, а при другому варіанті для більш детального аналізу (контролю) стану магістралей і трубопроводів та оцінки пошкоджень у випадку їх виявлення. Оскільки в другому варіанті знімки будуть виконані в максимальному їх збільшенні та якості.

Список літератури

1.*Матійчик М.П.* Особливості процесу виконання аерознімальних робіт безпілотними транспортними засобами / *М.П. Матійчик, Т.Ю. Лаврик* Особливості процесу виконання аерознімальних робіт безпілотними транспортними засобами // Вісник Національного авіаційного університету, Київ, 2009 р., №3, с. 44-49

2.Повітряний кодекс України, ст.39 пункт 8.4.19.05.2011р.

УДК 629.735.018.006.26:629.7.05/.06(043.2)

В.М. Синеглазов, д.т.н., проф., С.О. Долгоруков
(Національний авіаційний університет, Україна, м. Київ)

ОСОБЕННОСТИ ТЕХНИЧЕСКОЙ РЕАЛИЗАЦИИ АВТОМАТИЗИРОВАННОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ СТЕНДА ПОЛУНАТУРНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

Рассмотрены особенности построения многоканальных автоматизированных систем применимо к стенду полунатурного моделирования.

Одна из основных задач бортовой авиационной техники связана с правильным определением углового положения самолета. В авиации обычно используются гироскопы, акселерометры, инерциальные эталонные приборы, инерциальные навигационные системы, системы ориентации и курса. Все это оборудование имеет свои собственные статические и динамические характеристики, предоставляемые производителями в спецификациях.

Для разработки и проектирования автоматизированных бортовых систем управления необходимо знать реальные динамические характеристики бортового оборудования и их возмущения, возникающие в реальном полете. Если знать и учитывать эти особенности при создании новой автоматизированной бортовой системы управления, то можно улучшить точность автоматизированной системы управления полетом. Получение эксплуатационных характеристик авиационного оборудования непосредственно на борту во время летных испытаний сопряжены с рядом трудностей, связанных со сложностью таких испытаний, их высокой стоимостью, невозможность точно повторить условия испытаний, ограниченный доступ для измерения сигналов и т.д.

Наземные испытания выполняется с помощью автоматической диагностической системы, предназначенной для решения двух задач.

Первая задача состоит в определении граничных значений параметров. В это время производится некоторые начальные обработки результатов измерений (калибровка, учет погрешностей, и т.д.).

Второй и основной задачей является диагностирование технического состояния объекта для определения возможности его дальнейшей эксплуатации, то есть, чтобы гарантировать безопасный полет. Для решения этой задачи после определении граничных значений параметров производятся следующие действия: поиск места отказа (техническое диагностирование), перенастройка или поверка после замены неисправных компонентов, прогнозирование технического состояния объекта в заданом интервале времени.

Основным средством для наземных испытаний является стенд полунатурного моделирования.

Разработка системы управления для трехканального стенда полунатурного моделирования задача нетривиальная.

Автоматизированная система управления состоит из подсистем:

- сбора, передачи и обработки данных;
- управления маломощной и силовой электроникой;
- система питания.

При создании системы для проведения динамических испытаний авиационного оборудования были решены следующие задачи:

- сбор данных;
- передача данных по зашумленному каналу;
- обработка данных в режиме реального времени.

Для создания цифровой системы управления и сбора экспериментальных данных были использованы все доступные датчики:

- тахогенератор регистрации скорости вращения вала двигателя;
- СКВТ для точного определения положения платформы;
- шунт в цепи двигателя для определения силы тока и момента.

В связи с тем, что все датчики имеют аналоговый выход, а использовать современные цифровые устройства не представлялось возможным, возникла потребность в высоко надежных, быстрых и точных АЦП.

Все АЦП были предоставлены ведущими мировыми производителями – Analog Devices, Texas Instruments, Maxim Integrated.

Для СКВТ используется AD2S1210, специализированое АЦП, которое имеет высокие показатели точности, высокое разрешение, быстрый сбор данных и три различных интерфейса для передачи собранных данных, включая режим эмуляции оптического энкодера.

Для тахогенератора используются ADC AD7610/12, которые обладают высокой разрешающей способностью, широким диапазоном входных напряжений -10 В - +10 В, а также имеют параллельный и последовательные интерфейсы.

Для определения силы тока и момента двигателя используется ADS7890, поскольку он обеспечивает 1,25 МГц частоту сбора данных, имеет сравнительно широкий диапазон аналогового входа 0-2.5 В и высокое разрешение, а также оснащен высокоскоростным последовательным интерфейсом совместимым с SPI.

Использование в системе управления широтной импульсной модуляции с индуктивной нагрузкой приводит в момент коммутации импульсов к индуктивному выбросу (рис. 1). Это ставит дополнительные требования при проектировании печатных плат – развязка земли и т.д.

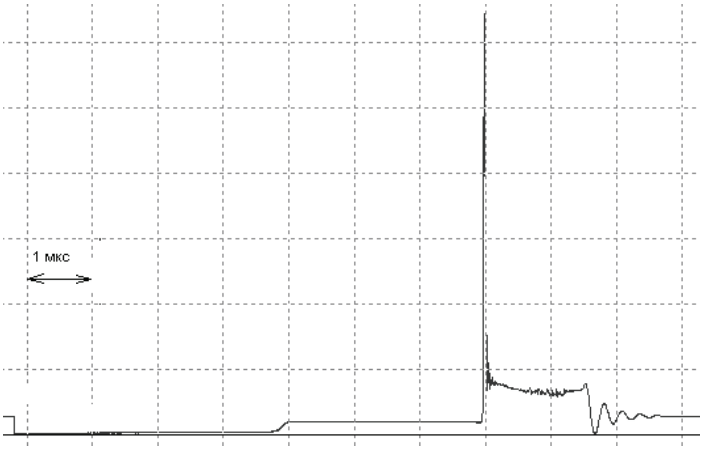


Рис. 1. Сигнал с двигателя в момент комутации импульса

Возникла задача быстрой и надежной передачи данных в зашумленной среде.

В экономических и практических целях была решена задача минимизации линий передачи данных.

Параллельный интерфейс не подходит для передачи 16-битных данных т.к. требуется по крайней мере около 20 линий на каждый канал. При использовании последовательного интерфейса потребуется около восьми линий в режиме работы АЦП ведомым и три в последовательном режиме работы АЦП ведущим.

Интерфейс эмуляции оптического энкодера требует три линии.

Таким образом, были использованы интерфейс эмуляции оптического энкодера и последовательные интерфейсы.

Во-вторых, надежная передача данных должна быть обеспечена в зашумленной среде на расстоянии 7-10 м.

Задача была решена путем внедрения промышленного интерфейса RS-485 с использованием экранированной витой пары и приемопередатчиков Intersil ISL3179, которые обеспечивают высокую скорость передачи данных за пределы стандартных RS-485/422 спецификаций и интегрируют двойную функцию, а также обладают помехоустойчивостью в соответствии с соответствующими стандартами.

Передаваемые данные, получаемые от каждого АЦП должны быть обработаны для устранения возможных ошибок и уменьшения случайных шумов.

Управление двигателями постоянного тока является областью реального времени, которая была сферой применения микроконтроллеров в течении достаточно долгого периода. Новые показатели энергоэффективности, а также новые требования безопасности дополнительно увеличивают

сложность построение автоматизированных систем управления. Такая сложность новых алгоритмов выводит требования к производительности и энергоэффективности на новый уровень. Для удовлетворения этих новых требований необходимо использовать микроконтроллер или микропроцессор с более высокой тактовой частотой. Но для достижения этих более высоких тактовых частот, производители микроконтроллеров и микропроцессоров обычно увеличивают количество ступеней конвейера, добавляют интеллектуальные алгоритмы ветвления, даже раздельные кэши команд и данных, жертвуя при этом детерминизмом в процессе обработки. Когда происходит прерывание в этих микропроцессорах, время обслуживания прерывания может увеличиться до десятков или сотни тактов. После этого приложение больше не является детерминированным. Эти измененеия в алгоритме управления имеют значимые последствия для работы ситемы и могут иметь решающее значение в некоторых приложениях. Единственный путь к достижению детерминизма при чрезвычайно высокой скорости вычислений заключается в замене критических алгоритмов системы аппаратным ускорением.

Для обеспечения обработки данных в режиме реального времени и отработки аглоритма управления используется ПЛИС Altera среднего ценового диапазона.

Для обеспечения универсальности система питания разработана для работы в однофазных и трехфазных сетях. Высокое КПД преобразования с малыми потерями достигается за счет резонансного метода преобразования.

Выводы

В результате проведенной отработки технических решений, испытаний блоков и моделирования подсистем показало необходимость дальнейшей модернизации и усовершенсвования системы управления стенда полунатурного моделирвоания.

Список литературы

1. Gregory K. McMillan., Process/industrial instruments and controls handbook, McGRAW-HILL, 1999, 1331p.

2. Grout, Ian., Digital systems design with FPGAs and CPLDs., Elsevier, 2008, 724 p.

3. R. Woods, J. McAllister, G. Lightbody and Y. Yi., FPGA-based implementation of complex signal processing systems. John Wiley & Sons, 2008, 388 p.

4. Steven w. Smith, The Scientist & Engineer's Guide To Digital Signal Processing, California Technical Pub, 1997, – 626 p.

5. T. Sudiyanto, A. Budiyono, H.Y. Sutarto (2005), Hardware In-the-Loop Simulation for Control System Designs of Model Helicopter, Aerospace Indonesia Meeting.

6. David Allteron (2009), Principles Of Flight Simulation, John Wiley & Sons.

УДК 629.735.018.006.26:629.7.05/.06(043.2)

В.М. Синеглазов, д.т.н., проф., Б.В. Роман,
(Національний авіаційний університет, Україна, м. Київ)

ВЫБОР МЕТОДА УПРАВЛЕНИЯ ДЛЯ СТЕНДА ПОЛУНАТУРНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

Рассмотрены различные методы управления многоканальными системами для стенда полунатурного моделирования.

Для обеспечения безопасности полета необходимо проводить проверку авиационного бортового оборудования. С целью повышения точности испытаний и их удешевления целесообразно применять полунатурное моделирование. Полунатурные испытания авиационного оборудования являют собой симуляцию полета на специальном оборудовании. Таким оборудованием является тенд полунатурных испытаний, так как с его помощью можно симулировать угловые движения воздушного судна во время полета. Главная причина проведения полунатурных испытаний ето проверка работоспособности и технического состояния авиационного оборудования с дальнейшей его сертификацией.

Стенд полунатурального моделирования находится в лаборатории испытаний авиационной техники. Он состоит из трех отдельных независимых вращающихся рам: по тангажу, оп углу рыскания и по углу крена. Испытательный стенд способен выдерживать груз весом до 150 кг и имеет монтажную площадку диаметром 1м во внутренней раме, наружная рама размещаются на П-образной несущей конструкции, которая может перемещать две другие рамы. Структурная схема испытательного стенда показана на рисунке 1.

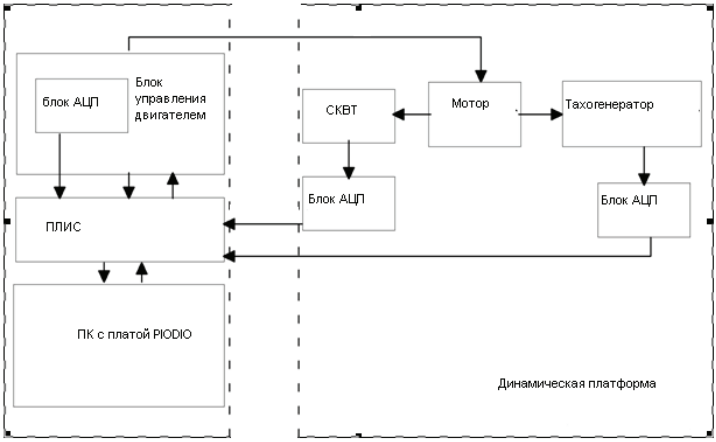


Рис.1. Структурная схема стенда полунатурных испытаний.

Стенд состоит из двух частей (по месту расположения) - одна монтируется непосредственно на стенде, другая помещается на столе инженера-оператора. На рисунке 1 изображен один из трех типовых каналов, которые имеют общие элементы: ПЛИС, блок ввода / вывода и ПК с платой PIODIO.

Компьютер помещается на столе инженера-оператора и используется для ввода и вывода данных эксперимента и обеспечения управления системой. Сигналы передаются компьютеру через коммуникационную плату PIO-D168 по параллельной шине, после чего сигнал поступает на ПЛИС Altera Cyclone III. Сбор и обработка данных осуществляется ПЛИСом. Данные которые передаются из всех трех блоков АЦП и блоков управления двигателем одновременно. Блок управления двигателем состоит из блока управления мощностью, соответствующего АЦП и каскада защиты. Блок управления двигателем отвечает за преобразование цифрового сигнала в аналоговый сигнал, который управляет двигателем постоянного тока. Тахогенераторы жестко соединены с двигателями для измерения угловой скорости перемещения соответствующих рам платформы и преобразования аналогового сигнала в цифровой форме из блока АЦП, который обрабатывает эти данные и отправляет их обратно в ПЛИС и на ПК. Три СКВТ жестко соединены с подвижными осями платформы. Аналоговый сигнал данных от СКВТ преобразовывается в цифровые данные с помощью блоков АЦП, а затем передается в ПЛИС и на ПК.

При решении задачи управления необходимо понимать, что является основной задачей управления. Два общих типа задач управления это следование заданной траектории и помехоустойчивость. Также важна оценка основных ограничений, которые могут быть представлены как:

- динамика системы;
- нелинейности;
- помехи;
- неопределенности.

Типовые технические характеристики системы управления могут включать в себя:

- ослабление влияния шумов;
- чувствительность к шумам;
- устойчивость к неопределенности модели;
- следование заданной траектории.

Существуют различные методы управления в области машиностроения. Обычно системы управляются с помощью ПИД, робастных и адаптивных методов управления.

Робастное управление используется в системах с двумя допущениями. Во-первых, слишком сложно или не возможно оценить и симулировать модель системы наиболее приближенную к реальной. Во-вторых, модель системы никогда не опишет реальную систему полностью во всех деталях. Это означает, что используемая модель системы не будет абсолютно точна и надежна.

Основные методы робастного управления связаны с так называемыми пространствами Харди. Пространства Харди это определенные пространства распределений на прямой, которые являются граничными значениями голоморфных функций комплексного пространства Харди, и связаны с некоторыми специальными пространствами функционального анализа. Наиболее распространенными методами синтеза робастного управления являются Линейно-квадратичное гауссовское управление, H_∞ робастное управление, H_2 робастное управление.

Одним из недостатков робастного управления является то, что контроллеры, полученные в результате робастного синтеза требуют априори известных ограничений по неопределенности. Другая проблема заключается в том, мы должны знать, входные и выходные данные системы. Третьим недостатком робастного управления является то, что даже в отсутствие ограниченных возмущениях, мы нельзя гарантировать асимптотической устойчивости ошибки слежения. Также могут возникнуть трудности с математических расчетов и использования трудно реализовывать алгоритмы синтеза робастного управления.

ПИД-регуляторы на сегодняшний день являются наиболее распространенным алгоритмом управления. Большинство обратных связей управляются этим алгоритмом или его модификациями. ПИД-алгоритм можно подойти с разных направлениях. Его можно рассматривать как устройство, которое может работать при несколько правил, но он может также подходить аналитически.

ПИД-регулятор может быть трех типов: незамкнутый ПИД-регулятор, упреждающий ПИД-регулятор, и ПИД-регулятор с отрицательной обратной связью.

Применение принципа обратной связи привело к крупным прорывам в управлении, связи и приборостроении. Для систем, где управление, должно иметь компенсационный характер, используются отрицательные обратные связи.

Другая классификация ПИД-регуляторов может быть сделана в соответствии с элементами управления, представленными в системе. Согласно этой классификации ПИД-регуляторы могут быть: П-регуляторы, ПИ-регуляторы, ПД-регуляторы, ПИД-регуляторы, ПИПД-регуляторы и другие. Регулируя три параметра алгоритма ПИД-регулятора, регулятор может обеспечить специфическое воздействие, предназначенное для конкретных требований. Однако использование ПИД-регуляторов не гарантирует оптимального управления системой или стабильности системы. Есть много различных способов настройки ПИД-регулятора, как аналитические, так и экспериментальные. Экспериментальные методы настройки ПИД обычно основаны на Методе ПИД настройки Зиглера-Николса. В классическом методе Зиглера-Николса динамика процесса характеризуется двумя параметрами. Один из параметров связан с усилением процесса, а другой связан со скоростью процесса. Идея методов Зиглера-Николса, а также связанных с ним, методов в пропорциональном увеличении значений ПИД-регулятора таким образом, чтобы выход реакции системы на

ступенчатый входной сигнал начинал колебаться с постоянной амплитудой и постоянной частотой. Затем это значение пропорционального члена умножается на некоторую постоянную, чтобы получить значение фактического пропорционального члена, который будет использоваться в ПИД системе управления. Затем значения интегральной и производной составляющих, можно получить из простых математических операций над фактической пропорциональной составляющей и периода колебаний.

Адаптивное управление является таким методом управления, который должен адаптироваться к управляемой меняющейся системе с параметрами, которые изменяются, или первоначально неопределенны. Например, в то время как самолет летит, его масса будет медленно уменьшаться в результате расхода топлива; необходимо чтоб закон управления приспосабливался к таким изменяющимся условиям. Плохое поведение контура управления не всегда может быть исправлено путем настройки контроллера.

Адаптивное управление отличается от робастного управления тем, что оно не нуждается в априорной информации об оценках неопределенных или изменяющихся во времени параметров. Адаптивное управление похоже на ПИД-регулирование, где значения пропорциональной интегральной и производной частей меняются во время работы системы в соответствии с некоторым законом. Первый недостаток адаптивного управления в том, что требуется большое количество расчетов во время работы системы, и второй недостаток это отсутствие устойчивости к аддитивным ограниченным возмущениям.

Выводы

В результате проведенных исследований для управления стендом полунатурного моделирования было решено использовать метод ПИД-регулирования так как он является достаточно надежным, простым для введения в систему, и достаточно гибким для дальнейшей модернизации.

Список литературы

1. М.Ю. Серегин (2006), Организация и технология испытаний: в 2 ч. Ч. 1: Методы и приборы испытаний : учебное пособие. Тамбов : Изд-во Тамб. гос. техн. ун-та, 46 с.

2. KarlJ. Astrom, Tore Hagglund(2006) Advanced PID control, Instrumentation, Systems, and Automation Society, 446 p.

3. David Allteron (2009), Principles Of Flight Simulation, John Wiley & Sons, 501 p.

4. Michael J. Grimble (2006), Robust Industrial Control Systems: Optimal Design Approach for Polynomial Systems, John Wiley & Sons, 700 p.

УДК 621. 396: 621. 372

В.В. Конин, д.т.н.
(Национальный авиационный университет, Украина, Киев)

ДОСТУПНОСТЬ GNSS ДЛЯ БЕСПИЛОТНОЙ АВИАЦИИ

Анализируется пространственно-временной геометрический фактор полномасштабных спутниковых навигационных систем GPS, ГЛОНАСС, GALILEO, COMPASS при изменении углов маски от 5 до 45 градусов

Навигация беспилотных аппаратов (БА) осуществляется спутниковыми и/или инерциальными навигационными системами (СНС, ИНС). При использовании БА в условиях пересеченной местности часть спутников может находиться вне прямой видимости. Поэтому при планировании маршрута полета необходимо оценивать доступность СНС, которая рассчитывается по данным альманаха СНС и угла маски (угол видимости спутника над горизонтом). Ниже приводятся результаты расчета пространственно-временного геометрического фактора (GDOP) по данным альманаха GPS, ГЛОНАСС, GALILEO, COMPASS. Альманахи GPS и ГЛОНАСС получены из экспериментальных данных, альманахи GALILEO и COMPASS синтезированы по данным интерфейсных контрольных документов. На графиках (рис. 1 – рис. 4) 288 (300) отсчетов соответствуют 24 часам.

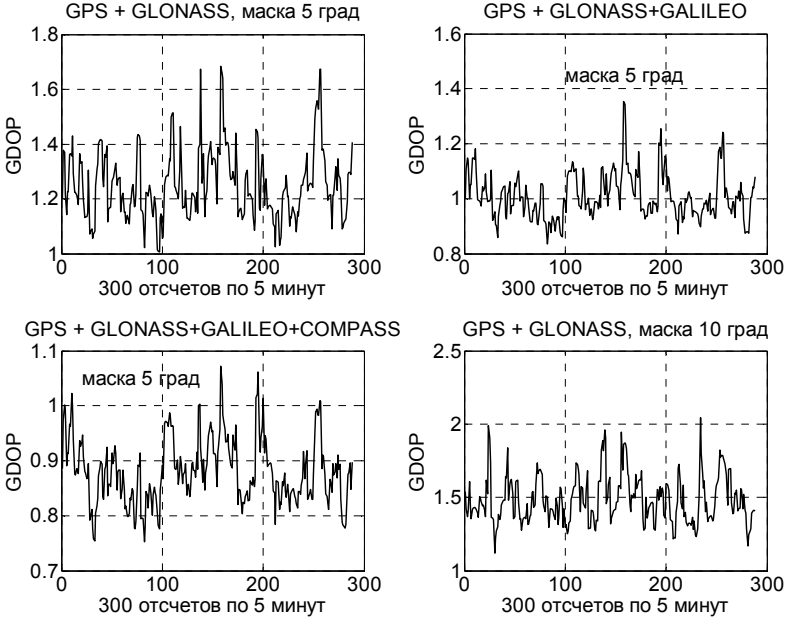


Рис. 1

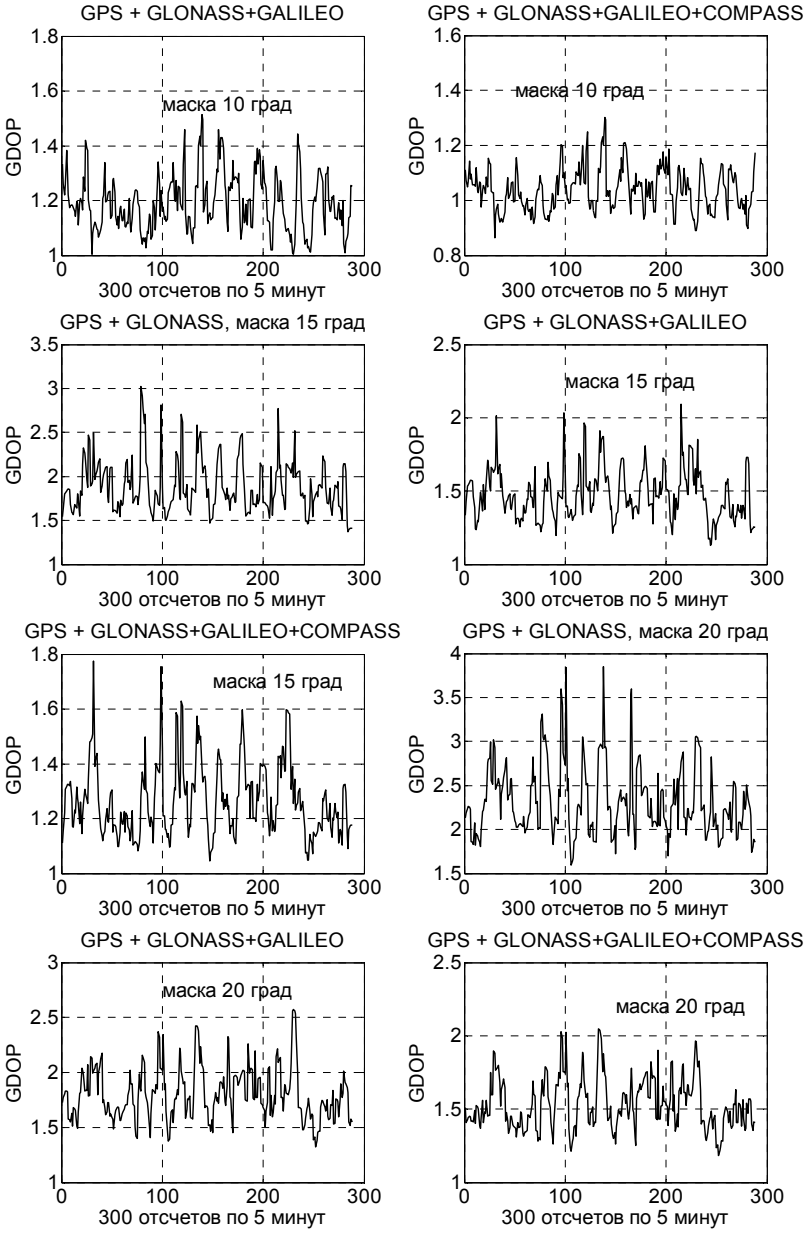

GPS + GLONASS+GALILEO
маска 10 град
GDOP
300 отсчетов по 5 минут
GPS + GLONASS+GALILEO+COMPASS
маска 10 град
GDOP
300 отсчетов по 5 минут
GPS + GLONASS, маска 15 град
GDOP
300 отсчетов по 5 минут
GPS + GLONASS+GALILEO
маска 15 град
GDOP
300 отсчетов по 5 минут
GPS + GLONASS+GALILEO+COMPASS
маска 15 град
GDOP
300 отсчетов по 5 минут
GPS + GLONASS, маска 20 град
GDOP
300 отсчетов по 5 минут
GPS + GLONASS+GALILEO
маска 20 град
GDOP
300 отсчетов по 5 минут
GPS + GLONASS+GALILEO+COMPASS
маска 20 град
GDOP
300 отсчетов по 5 минут

Рис. 2

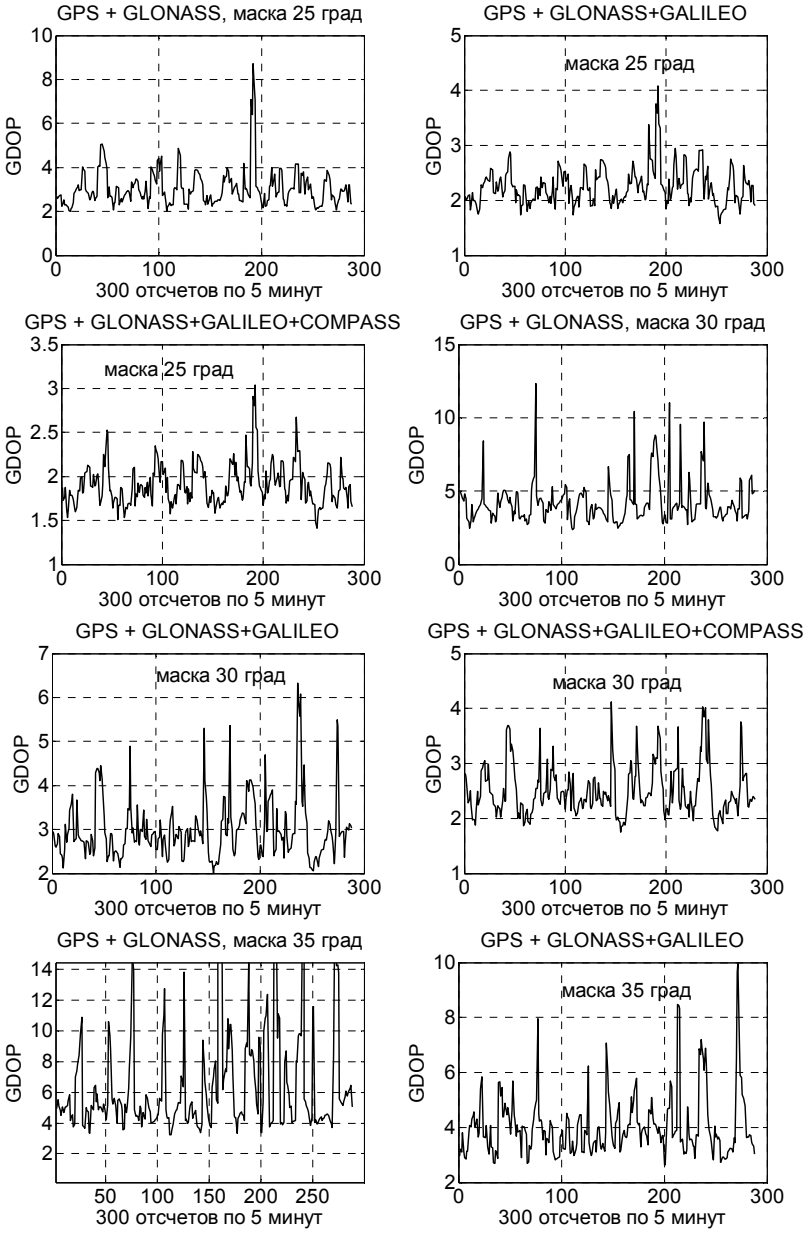

GPS + GLONASS, маска 25 град
GPS + GLONASS+GALILEO
маска 25 град
GPS + GLONASS+GALILEO+COMPASS
маска 25 град
GPS + GLONASS, маска 30 град
GPS + GLONASS+GALILEO
маска 30 град
GPS + GLONASS+GALILEO+COMPASS
маска 30 град
GPS + GLONASS, маска 35 град
GPS + GLONASS+GALILEO
маска 35 град
GDOP
300 отсчетов по 5 минут

Рис. 3

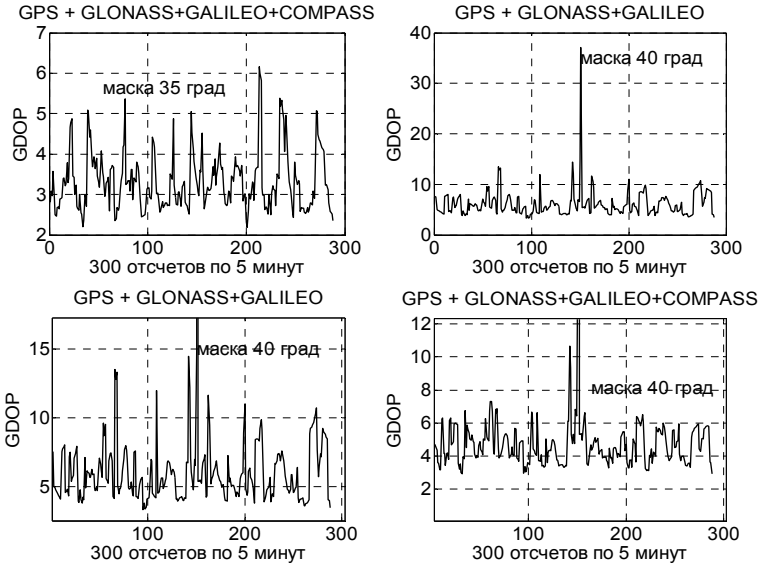


Рис. 4

Расчет геометрического фактора проводился по обобщенным формулам для дальномерных источников нескольких систем [1].

Выводы

В настоящее время полностью функционируют GPS и ГЛОНАСС. При их совместном применении доступность СНС сохраняется при угле маски вплоть до 30° (GDOP ≈ 5, рис.1–рис.3); при угле маски до 20° GDOP меньше 4 (рис.1–рис.2). Отметим, что GPS и ГЛОНАСС в отдельности на суточном интервале таких значений GDOP не обеспечивают. Совместное использование GPS, ГЛОНАСС, GALILEO позволяет увеличить угол маски до 35° при GDOP ≈ 4÷5 (рис. 3) и до 40° при GDOP ≈ ≈5÷8 (рис. 4). При угле маски 5°÷20° GDOP устойчиво меньше 2. 5 в течение суток (рис.1– рис.2). При таких конфигурациях СНС возможно осуществление посадки БА по сигналам спутниковой системы навигации. Применение четырех систем (рис. 4) уменьшает GDOP до 4 ÷6 при угле маски 40°. Однако нужно планировать время полета, чтобы не попасть в максимум (отсчет 150 на приведенном графике). При углах маски больше 40°÷45° приемлемая доступность при совместном использовании трех /четырех систем имеет место в ограниченном временном интервале.

Список литературы

1. Kharchenko V., Pohurelsky A., Konin V. User's Data Positioning by GPS and GLONASS Navigation Satellites Measurements // The World Congress "Aviation in the XXI-st Century". – Kyiv.: NAU. – 2003. – P. 5.40 – 5.46.

УДК 621.396.93:629.7.014-519(045)

Є.І. Габрусенко, к.т.н., Р.О. Задорожній, к.т.н.
(Національний Авіаційний Університет, Україна, м. Київ)

ПРОГНОЗУВАННЯ ВІДСТАНІ СТІЙКОГО ЗВ'ЯЗКУ З БЕЗПІЛОТНИМ ЛІТАЛЬНИМ АПАРАТОМ В РЕАЛЬНИХ УМОВАХ

Проведено аналіз моделей визначення відстаней стійкого зв'язку для безпілотного літального апарату в умовах гірської місцевості та лісового масиву. Виявлено доцільність сумісного застосування декількох моделей та розроблені рекомендації для кожної з них у процедурах прогнозування поширення радіохвиль між безпілотним літальним апаратом та центром управління польотом.

Безпілотні літальні апарати (БПЛА) використовуються для спостереження за певними об'єктами як в гірській місцевості, так й в умовах впливу лісного середовища. При цьому найбільш відповідальним є політ БПЛА на малих висотах, під час якого він може бути в зоні радіотіні. Для прогнозування поширення радіохвиль найбільш поширеними є моделі Окумура-Хата, які залежно від частоти, дальності, висот встановлення антен, рельєфу місцевості дозволяють розраховувати так звані усереднені втрати потужності радіохвилі. При цьому враховуються усереднені висоти деталей рельєфу (наприклад, висот гір).

Модель Окумура-Хата досить проста [1, 2]. Однак для неї притаманні обмеження по висоті антени БПЛА, а також відсутність можливості урахування конкретних деталей рельєфу місцевості, оскільки розрахунок проводиться для усереднених втрат. Основна формула Хата для усереднених втрат поширення має такий вигляд (дБ) [1, 2]:

$$L = 69{,}55 + 26{,}16 log_{10} f \ - 13{,}82 log_{10} h_1 - a(h_2) + (44{,}9 - 6{,}55 log_{10} h_1) log_{10} d \ - K ,$$

де h_1(30-200) – висота антени центру управління, м;
h_2 (1-10) – висота антени БПЛА, м;
d (1-20) – відстань між антеною центру управління та БПЛА, км;
f (150-1500) – робоча частота певного радіоелектронного засобу БПЛА, МГц.

Елемент $a(h_2)$ – коефіцієнт виправлення висоти, що залежить від навколишнього середовища. Він дорівнює нулю для h_2=0. Коефіцієнт K використовується, як виправлення для формул сільської місцевості, передмістя й відкритих ділянок місцевості.

Однак обчислення лише усереднених втрат не дає можливості врахувати складні ділянки місцевості, до яких відносяться гори. Усереднені втрати необхідно уточнити шляхом апроксимації гірських поверхонь геометричними тілами. Це дозволяє виконати модель Уолфіша-Ікегамі [2, 3], яка дає достатньо точні результати на частотах від 800 до 2000 МГц, і на відстанях від 0,02 до 15 км. У цій моделі розглядаються два різних випадки поширення радіохвиль: лінія прямої видимості (LOS - line of sight) і затінена область простору (NLOS - non line of sight). У випадку лінії прямої видимості

на шляху від передавача до приймача немає ніяких перешкод, і в такому випадку формула Уолфіша-Ікегамі має вигляд:

$$L_{LOS} = 42.64 + 26\log_{10} d \ + 20\log_{10} f \ \cdot$$

Дана модель допускає, що висота антени центру управління (≥ 30 м) забезпечує проходження електромагнітних хвиль у зонах Френеля вищих порядків.

У випадку затіненої області простору (NLOS) – основна втрата при передачі формується з таких коефіцієнтів: втрати у вільному просторі (L_{fs}), множинні дифракційні втрати на заслоні (L_{msd}), дифракція на вершині гори і втрати при розсіюванні (L_{rts}). Коефіцієнт L_{rts} описує втрати при поширенні радіохвилі уздовж закритої траси усередині ущелини, де може перебувати БПЛА. Визначення цього коефіцієнта ґрунтується на моделі Ікегамі, що враховує ширину ущелини і її розташування.

Параметри моделі Уолфіша-Ікегамі такі [2, 3]:
h_b – висота антени центру управління над рівнем землі, м (4-50м); h_m – висота польоту БПЛА, м; h_B – умовна висота гір, м; $\Delta h_b = h_b - h_B$ – висота антени центру управління над горою, м; $\Delta h_m = h_B - h_m$ – висота БПЛА над горами, м; b – відстань між горами, м; n – ширина ущелини між горами ($b/2$ – рекомендується, якщо немає даних); ц – кут падіння хвилі.

Для поширення радіохвиль в умовах затіненої області простору, модель Уолфіша-Ікегамі має наступний вигляд [2]:

$$L_{NLOS} = \begin{cases} L_{fs} + L_{rts} + L_{msd}, & L_{rts} + L_{msd} \geq 0 \\ L_{fs} & L_{rts} + L_{msd} < 0 \end{cases},$$

де $L_{fs} = 32.45 + 20\log_{10} d_{km} + 20\log_{10} f_{MHz}$ – втрати у вільному просторі; L_{rts} – дифракція на вершині гори; L_{msd} – множинні дифракційні втрати на схилах гори.

Формула для L_{rts} містить у собі орієнтовні втрати L_{ori}, які визначаються формулою

$$L_{rts} = -16.9 - 10\log_{10} n + 10\log_{10} f \ + 20\log_{10} \Delta h_m + L_{ori},$$

де

$$L_{ori} = \begin{cases} -10 + 0.354\text{ц}, & 0 \leq \text{ц} \leq 35°; \\ 2.5 + 0.075(\text{ц} - 35°), & 35° \leq \text{ц} \leq 55°; \\ 4.0 - 0.114(\text{ц} - 55°), & 55° \leq \text{ц} \leq 90°. \end{cases}$$

Висоти гір і їхній просторовий рознос уздовж прямої видимості змодельовані множинними дифракційними втратами на перешкоді (L_{msd}) [2]:

$$L_{msd} = L_{bsh} + k_a + k_d \, log_{10} d \; + k_f \, log_{10} f \; - 9 log_{10} b \, .$$

У даному виразі L_{bsh} - тіньове посилення (негативне загасання) при висоті встановлення антени центру управління більшій за висоту гори:

$$L_{bsh} = \begin{cases} -18\log_{10}(1+\Delta h_b), & \Delta h_b > 0 \\ 0, & \Delta h_b \le 0 \end{cases}.$$

Параметри k_a, k_d й k_f визначають залежність втрат від відстані та частоти та визначається окремо за рекомендаціями [2].

Величина L_{msd} зростає пропорційно відстані на 18дБ/декада [2, 3], якщо антена центру управління перебуває над рівнем гори ($\Delta h_b > 0$). Але якщо антена перебуває нижче рівня гори, величина L_{msd} зростає до 30 дБ/декада.

Результати обчислень добре співпадають з результатами вимірювань для висот антен центрів управління, більших за рівень верхівок гір: середня похибка дорівнює ± 3 дБ і стандартне відхилення 4…8 дБ. Однак передвіщена помилка стає більше для приблизно однакових висот антени та гори $h_1 \approx h_B$, у порівнянні із ситуацією, коли $h_1 >> h_B$. Крім того, ефективність моделі нижче для випадку $h_1 << h_B$. Модель не дозволяє аналізувати багатопроменеве поширення й точність оцінки втрат поширення зменшується, також, якщо місцевість є пересіченою або покриття землі горами неоднорідно.

Порівняльний аналіз моделей Окамура-Хата та Уолфіша-Ікегамі виконано для малих висот польоту БПЛА, при яких рівень відповідальності є найбільшим. Графічне зображення відмінностей визначення втрат поширення радіохвиль за моделями Окамура-Хата та Уолфіша-Ікегамі на частоті 900 МГц, при висоті антени БПЛА, тобто висоті його польоту 50 м, висоті встановлення антени центру управління 2 м, і відстані між БПЛА та центром управління від 1 до 5 км наведено на рис.1, з розгляду якого очевидно, що для умов гірської місцевості модель Уолфіша-Ікегамі дає результати, які краще узгоджуються з результатами вимірювань, ніж модель Окамура-Хата. Це обумовлено тим, що для гірської місцевості модель Уолфіша-Ікегами дає детальніший і точніший прогноз, ніж модель Окумура-Хата, оскільки враховує конкретні форми та розміри гір і ущелин між ними.

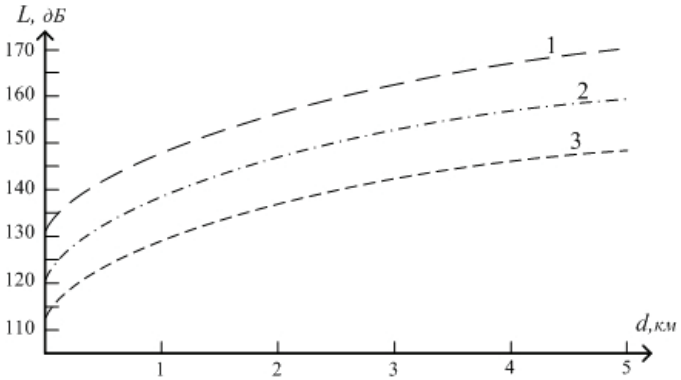


Рис.1. Залежність втрат від відстані за моделлю Окумура-Хата (крива 1), моделлю Уолфіша-Ікегамі (крива 3), та за результатами вимірювань (крива 2).

В результаті аналізу існуючих нормативних методик прогнозування втрат поширення радіохвиль зробимо висновок про те, для визначення відстані стійкого зв'язку в умовах гірської місцевості малих або середніх висот є доцільним використовувати модель Уолфіша-Ікегамі разом з певною моделлю Окумура-Хата для уточнення розрахунків за окремими напрямами, на яких присутні характерні неоднорідності рельєфу, що зазначені вище (вершини гір, схили, ущелини).

Висновки

Враховуючи сказане вище, пропонуємо проводити прогнозування відстаней стійкого зв'язку в два етапи: на першому етапі визначити усереднені втрати по всьому колу за азимутом з використанням моделей Окамура-Хата, а на другому етапі більш детально визначити втрати для характерних деталей рельєфу місцевості за моделлю Уолфіша-Ікегамі, яка дозволяє врахувати дифракційні явища на вершинах та схилах, інтерференційні явища в ущелинах.

За результатами вказаних процедур можна остаточно визначити відстані стійкого зв'язку центру управління з радіоелектронними системами БПЛА, до яких відносяться система зовнішнього управління польотом, система збору і передавання інформації, система спостереження та ін.

Список літератури

1. Рекомендації Міжнародного союзу електрозв'язку МСЭ - R 525-2 (01/1994).

2. Рекомендації Міжнародного союзу електрозв'язку МСЭ - R 368-9 (02/2007).

3. Рекомендації Міжнародного союзу електрозв'язку МСЭ - R 452-14 (10/2009).

УДК 004.932 (045)

П.О. Приставка, д.т.н., проф., Є.П. Нічіков, аспірант
(Національний Авіаційний Університет, Україна, м. Київ)

ОЦІНКА ЯКОСТІ ВІДТВОРЕННЯ АЕРОФОТОЗНІМКІВ ПРИ ПОВОРОТІ НА ЗАДАНИЙ КУТ

Обґрунтовано використання інтерполяційних методів на основі локальних поліноміальних сплайнів близьких до інтерполяційних у середньому у задачі повороту аерофотознімків

На сьогоднішній день в Україні ведеться активна розробка безпілотних повітряних суден (БПС) малого та середнього типу. Окрім питань пов'язаних безпосередньо з конструкцією та характеристиками літальних апаратів, актуальним є питання обробки даних аерофотозйомки з борту БПС.

Аерофотозйомка може бути плановою або перспективною: при плановій зйомці камера направлена вертикально вниз, під прямим кутом до поверхні Землі, на знімках можна побачити ортогональну проекцію місцевості; при перспективній зйомці камера направлена під кутом до горизонту.

Фотоплан – це план місцевості, змонтований зі знімків, що отримано при плановій аерофотозйомці. Фотоплани можуть використовуватись при побудові реалістичних тривимірних моделей місцевості [1], при створенні геоінформаційних систем (ГІС), тощо. Такі інструменти дозволяють проводити аналіз різних природних явищ та використовуються у багатьох галузях діяльності людини, наприклад: національна безпека, геодезія та картографія, керування ризиками надзвичайних ситуацій, оперативна ліквідація наслідків стихійних лих, охорона і раціональне використання навколишнього середовища, управління транспортом, оцінка природних ресурсів тощо.

Оскільки при плановій зйомці масштаб знімків буде однаковий, а кут напрямку зйомки – різний, для створення фотоплану виникає задача повороту знімків.

Нехай знімок подано у вигляді растрового зображення. Позначимо $\left\{p_{i,j}\right\}_{i=\overline{1,n};\, j=\overline{1,m}}$ - послідовність кольорових складових піксела (червона, зелена, чи синя – RGB) початкового растру; n,m - розміри растру; $N = n \cdot m$ - кількість пікселів растру; $(\overline{x},\overline{y})$ - координати центру.

$\left\{\hat{p}_{i,j}\right\}_{i=\overline{1,\hat{n}};\, j=\overline{1,\hat{m}}}$ - послідовність кольорових складових піксела відтвореного растру; $\hat{n},\hat{m}$ - розміри растру; $\hat{N} = \hat{n} \cdot \hat{m}$ - кількість пікселів відтвореного растру.

Поворот будь-якої точки (i,j) вихідного растру навколо точки $(\overline{x},\overline{y})$ на кут θ задається формулами [2]:

$$\hat{x}_{i,j} = (i-\overline{x})\cos\theta + (j-\overline{y})\sin\theta, \quad \hat{y}_{i,j} = -(i-\overline{x})\sin\theta + (j-\overline{y})\cos\theta .$$

де $(\hat{x},\hat{y})$ - координати точки після повороту.

Обернене перетворення точки $(\hat{i},\hat{j})$ в точку (x,y):

$$x_{\hat{i},\hat{j}} = \hat{i}\cdot\cos\theta - \hat{j}\cdot\sin\theta + \overline{x},\quad y_{\hat{i},\hat{j}} = \hat{i}\cdot\sin\theta + \hat{j}\cdot\cos\theta + \overline{y}.$$

Алгоритм відтворення зображення, що повернене на кут θ:

1. Знаходимо $\hat{n}$ та $\hat{m}$ - лінійні розміри нового зображення.

Для цього визначаємо мінімальні та максимальні значення $\hat{x}$ та $\hat{y}$, тоді $\hat{n} = \max(\hat{x}) - \min(\hat{x});\ \hat{m} = \max(\hat{y}) - \min(\hat{y})$;

2. Для кожної точки $\min(\hat{x}) \le \hat{i} \le \max(\hat{x}); \min(\hat{y}) \le \hat{j} \le \max(\hat{y})$ визначаємо пару $(x_{\hat{i},\hat{j}}, y_{\hat{i},\hat{j}})$ - координати відповідного піксела вихідного зображення.

3. Знаходимо значення кольорової складової піксела у точці $(x_{\hat{i},\hat{j}}, y_{\hat{i},\hat{j}})$ за допомогою методів апроксимації.

У якості метода апроксимації було запропоновано методи, засновані на властивостях локальних поліноміальних сплайнів [3].

На рис. 1 наведено приклад повороту аерофотознімку на 45° при реалізації вищезгаданого алгоритму у розробленому авторському програмному забезпеченні.

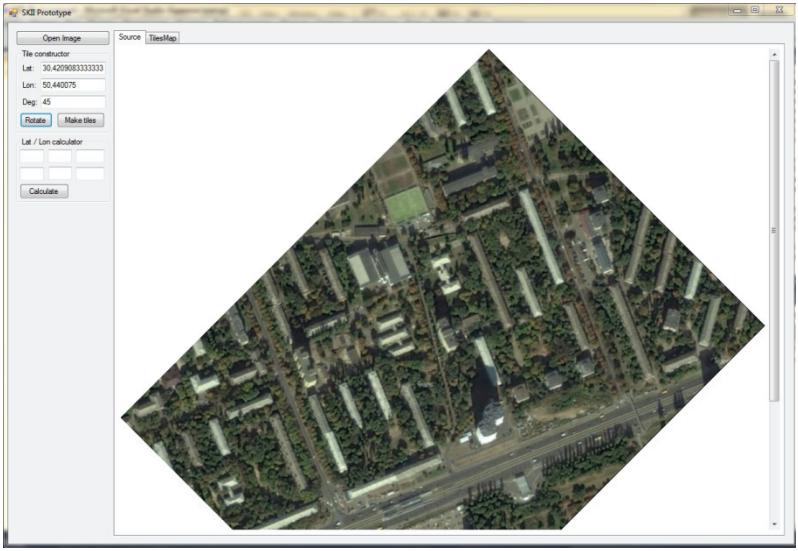


Рисунок 1. Поворот зображення на 45°.

Для оцінки якості відтворення аерофотознімків було проведено 4 експерименти, в кожному з яких зображення в кілька етапів було повернуте загально на 360°:

1. Повертання 6 разів на 60°.
2. Повертання 8 разів на 45°.
3. Повертання 12 разів на 30°.
4. Повертання на кути 36°, 151°, 42°, 24°, 57° та 50°.

Для апроксимації значень пікселів були використані метод найближчого сусіда (МНС) та методи на основі двовимірного сплайну $S_{2,1}$ [3].

Експерименти було проведено для 600 знімків. При підрахунку результатів кожна кольорова складова оброблялась як окреме зображення.

Для вирішення питання оцінки якості відтворення зображення після обробки використано підходи, що базуються на статистичних оцінках різниці початкового та кінцевого зображення: значення відносної похибки та міри відношення сигналу до шуму.

Похибка відтворення зображення в кожному пікселі визначається так:

$$\varepsilon_{i,j} = \left| \hat{p}_{i,j} - p_{i,j} \right|, \; i = \overline{1,n}, \; j = \overline{1,m},$$

тоді середня похибка відтворення по кожній складовій дорівнює

$$\overline{\varepsilon} = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^{n} \sum_{j=1}^{m} \varepsilon_{i,j} \; ;$$

середньоквадратичне відхилення похибки -

$$\sigma_{\varepsilon} = \sqrt{\frac{1}{N-1} \sum_{i=1}^{n} \sum_{j=1}^{m} \left(\varepsilon_{i,j} - \overline{\varepsilon} \right)^2} \; ;$$

відносна похибка:

$$\Delta_{\varepsilon} = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^{n} \sum_{j=1}^{m} \frac{\varepsilon_{i,j}}{p_{i,j}} \cdot 100\% \, .$$

Міра відношення сигналу до шуму (peak-to-peak signal-to-noise ratio, *PSNR*) визначає співвідношення між максимумом можливого значення сигналу та потужністю шуму, що спотворює значення сигналу. Більше значення *PSNR* відповідає менш зачумленому зображенню.

$$PSNR = 10 \cdot \lg \frac{255^2}{\sigma_{\varepsilon}^2} = 10 \cdot \frac{1}{\ln 10} \cdot \ln \frac{255^2}{\sigma_{\varepsilon}^2} \, .$$

У таблиці 1 представлено отримані усереднені значення та дисперсії відносної похибки та *PSNR* для кожного з експериментів при використанні різних методів апроксимації.

Таблиця 1.

Результати експериментів

№	апроксимація	Δ_ε		*PSNR*	
		середнє	дисперсія	середнє	дисперсія
1	МНС	5,58652	2,14121	30,60073	1,22969
	$S_{2,1}$	3,39394	1,23866	40,99732	0,81765
2	МНС	10,33093	4,01173	28,12074	1,16246
	$S_{2,1}$	3,98956	1,42934	39,72852	0,84757
3	МНС	14,01578	5,48229	26,56913	1,13369
	$S_{2,1}$	5,39129	1,8088	37,49608	0,88724
4	МНС	15,63783	6,20988	26,58152	1,06497
	$S_{2,1}$	13,46843	5,17041	28,87307	1,0159

Висновки

Аналізуючи результати проведених експериментів можна зробити наступні висновки:

1. Для більш якісного відтворення аерофотознімків, слід використовувати алгоритми апроксимації на основі локального сплайну $S_{2,1}$ (або сплайнів вищих порядків), оскільки найменше значення відносної похибки та найбільше значення *PSNR* було отримано при використанні цього алгоритму.

2. Кут повороту суттєво впливає на результати відтворення зображення. В експериментах 1 та 4 кількість поворотів однакова, проте похибка у випадку різних кутів більша.

Список літератури

1. Приставка П. О. Інформаційна технологія моделювання рельєфу місцевості із прив'язкою даних аерокосмічної фотозйомки / *П.О. Приставка, Є.П.Нічіков* // Наукоємні технології. ISSN 2075-0781. – № 3 (15) – К.: НАУ, 2012 – С. 52-57.

2. Роджерс Д., Адамс Дж. Математические основы машинной графики: Пер. с англ. - М.: Мир, 2001. – 604с., ил.

3. Приставка П.О. Поліноміальні сплайни при обробці даних: Монографія. - Д.: Вид-во Дніпропетр. ун-ту, 2004. – 236 с.

УДК 004.93-12

М.І. Сірук, студент
(Національний Авіаційний Університет, Україна, м. Київ)

БАГАТОПОТОКОВА ОБРОБКА ВІДЕО В РЕЖИМІ РЕАЛЬНОГО ЧАСУ З ВИКОРИСТАННЯМ OPENCV

Досліджено питання відео обробки в real-time режимі в системах критичних за часом з використанням бібліотеки OpenCV, на основі обчислювальних операцій на високооптимізованих алгоритмах.

В задачах обробки потокового відео в real-time режимі, зокрема при опрацюванні інформації, що надходить з камер цільового призначення безпілотного літального судна (БПС), актуальним є використання технологій на основі високооптимізованих алгоритмів. Метою дослідження є дослідження методів та алгоритмів обробки відео в режимі реального часу з використанням багатопоточності на основі бібліотеки OpenCV [1]. Дана бібліотека володіє широком набором функцій, що дозволяє вирішувати цілий спектр задач обчислювальної математики по обробці та аналізу даних. В якості прикладу обробки відеоданих в режимі реального часу розглянемо накладання стабілізаційних фільтрів до кожного фрейму відеопотоку, детектування об'єктів, побудова гістограм розподілу палітри RGB. Об'єктом дослідження виступає багатопоточний процес обробки відео, а предметом – знаходження та побудова оптимізованих алгоритмів обробки відео з використанням багатопоточності та бібліотеки OpenCV.

Тестування та програмна реалізація відбувалися в операційній системі UNIX з застосуванням POSIX інтерфейсу створення потоків в мові програмування C з процесором 2.4 GHz Intel i5 [2]. Програмна реалізація відбувалася з використанням мови програмування C++.

Програма, відкриваючи відеопотік, отримує його мета дані (рис.1): тип відео кодеку, розрішення фрейма, частоту оновлення фреймів (для регулювання швидкості зчитування наступного фрейма в черзі). При невірному визначенні цього параметра можливе перевантаження чи простоювання системи. Після зчитування фрейма відео в головному потоці відбувається його розбиття на підфрейми в залежності від кількості вибраних потоків. По замовчуванню, якщо використовується лише один потік, то процес обробки відео відбувається в головному потоці виконання програми (хоча можливо запустити в окремому дочірньому потоці). При багатопоточній обробці, створюються потоки, які постійно читають чергу з підфреймами. В разі успішного завершення підциклу обробки всіма потоками, головний потік виконує рендеринг результуючого фрейму (у випадку детектування об'єктів чи накладання фільтрів), що являє собою результат багатопотокової обробки відео даних. Для того щоб обійти ситуацію dead-lock кожен з потоків володіє власним стеком виклику функцій та структур даних. Нижче наведена схема роботи алгоритму. В даній схемі для збереження загальності дослідження присутній блок з процедурою обробки. Даний блок являє собою узагальнену

функцію по аналізу і перетворенню початкових даних (накладання фільтрів, детектування об'єктів, побудова гістограм).

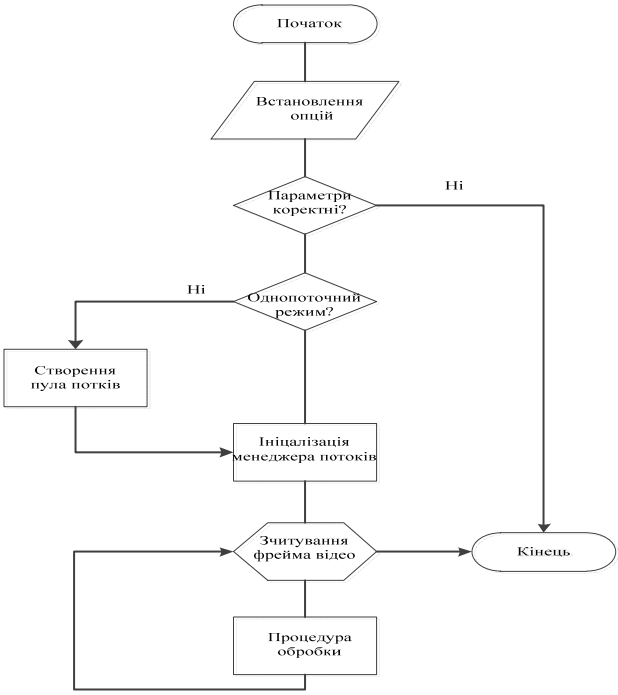


Рис. 1. Схема алгоритму програмного забезпечення

Дана програмна реалізація дозволяє застосувати одну із опцій обробки відео даних в режимі реального часу.

З метою покращення якості вхідного потоку були застосовані стабілізаційні фільтри $\gamma_{3,0}$, $\gamma_{4,0}$, $\gamma_{5,0}$ [3], оскільки вони володіють властивістю математичної простоти застосування. До кожного пікселя вхідної числової послідовності затосовується алгебраїчне перетворення:

$$W(p^{i,j}) = \sum_{ii=i-r}^{i+r} \sum_{j=j-r}^{j+r} \gamma_{ii-i,jj-j} p_{ii,jj},$$

$$i = -\frac{\overline{W}}{2}\frac{\overline{W}}{2}, j = -\frac{\overline{H}}{2}\frac{\overline{H}}{2},$$

де $p_{i,j}$ – кольорова складова растру; *W, H* – лінійні розміри фрейму; γ - маска стабілізаційного фільтру; $(2r+1)\times(2r+1)$ – розмір маски фільтру; $r = 2,3$.

Для наочності матриця перетворення $\gamma_{3,0}$ має вигляд:

$$\gamma_{3,0} = \frac{1}{196}\begin{pmatrix} 1 & -6 & 24 & -6 & 1 \\ -6 & 36 & -144 & 36 & -6 \\ 24 & -144 & 576 & -144 & 24 \\ -6 & 36 & -144 & 36 & -6 \\ 1 & -6 & 24 & -6 & 1 \end{pmatrix}$$

В якості вхідного відео потоку використовувалося відео з розміром фрейма 1080 x 720 з відеокодеком H.264 [4]. В OpenCV закладена можливість динамічно змінювати ядро фільтру, не змінюючи при цьому логіку програми. В таблиці (табл..1) відображені середні затримки, що привносяться при застосуванні стабілізаційної обробки в багатопотоковій системі. В результаті дослідження було встановлено, що при застосуванні фільтру з маскою $\gamma_{3,0}$ розміром 5×5 немає сенсу використовувати багатопотокову обробку, оскільки час, що витрачається на переключення контексту потоків є більшим в порівнянні з часом, що витрачається безпосередньо на математичні обчислення. Зауважимо, що маски фільрів $\gamma_{4,0}$ та $\gamma_{5,0}$ мають розмір 7×7 та 9×9, тобто потребують більше простіших обчислювальних операцій для обрахунків.

Табл. 1.

Затримки при накладанні фільтрів

	$\gamma_{3,0}$	$\gamma_{4,0}$	$\gamma_{5,0}$
1 потік	1 мс	25 мс	60 мс
2 потоки	1.2 мс	21 мс	45 мс
4 потоки	2 мс	14 мс	27 мс

Для вирішення задачі детектування об’єктів (рис.2) була використано обчислювальну процедуру, що спирається на згортку [1]:

$$R(x,y) = \sum_{x',y'} T(x',y')I(x+x',y+y'),$$

$$x' = \overline{0,w-1}, \quad y' = \overline{0,h-1},$$

де $T(x',y')$ – вхідний параметр, що характерезує матричне представлення палітри RGB; $I(x+x',y+y')$ - фрагмент фрейму на якому проводиться пошук. Результатом пошуку є область, що максимально відповідає об’єкту, який треба знайти. Процедура детектування тестувалася на відео знятому камерою з БПС, а розроблений алгоритм відповідав на запитання чи присутні на знятій території житлові будинки.

В ході ще одного експеременту бібліотека OpenCV застосовувалась для побудови гістограми розподілу палітри RGB. Даний алгоритм має досить тривіальну структуру, лише варто зазначити, що бібліотека дає можливість

задавати кількість розбиттів на класи. Також однією з переваг являється невелика кількість пам'яті, що використовується. Було встановлено, що для аналізу та побудову гістограми розподілу система використовує 22 MB пам'яті при вхідному розмірі зображення 1080 x 720.

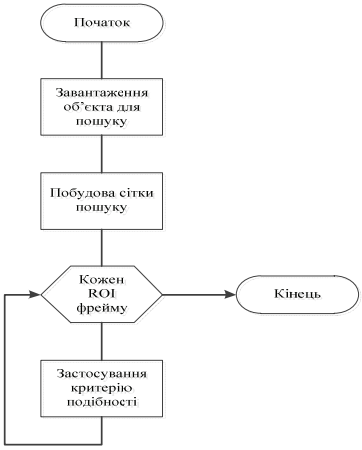


Рис. 2. Схема алгоритму пошуку об'єктів

Висновки

Завдяки розпаралелюванню процесу обробки відео вдалося створити real-time програму, яка здатна обробляти відео в режимі реального часу. Робота програми може бути вдосконалена і використана в системах по обробці відео з великим розрішенням кадрів. Як можливий сценарій майбутньої оптимізації алгоритму – використання обчислювальних потужностей GPU [5]. В ході експериментальних досліджень було встановлено, що оптимальна кількість потоків наближається до кількості ядер процесора, оскільки при надмірному їх створенні відбувається ефект «обтяжування» ОС. Створення одного потоку займає 512 KB пам'яті. Також варто відмітити, що швидкість обробки також в деякій мірі залежить від швидкості запису та зчитування жорсткого диску.

Список літератури

1. Інтернет ресурс: http://opencv.org/

2. Інтернет ресурс: http://ark.intel.com/products/60636/Intel-Core-i5-2435M-Processor-3M-Cache-up-to-3_00-GHz

3. Приставка П.О. Дослідження комбінованих фільтрів для підвищення різкості зображень / П.О. Приставка, О.Г. Чолишкіна // Актуальні проблеми автоматизації та інформаційних технологій: Зб. наук. праць. - Д.: Вид-во Дніпропетр. ун-ту, 2009. –Т.13. – С.39-53.

4. Інтернет ресурс: http://en.wikipedia.org/wiki/H.264/MPEG-4_AVC

5. Інтернет ресурс: http://en.wikipedia.org/wiki/Graphics_processing_unit

УДК 004.93’1(045)

П.О. Приставка, д.т.н., проф., В.М. Курочкін, студент
(Національний Авіаційний Університет, Україна, м. Київ)

РОЗПІЗНАВАННЯ НЕОДНОРІДНИХ ОБ’ЄКТІВ НА ДАНИХ АЕРОФОТОЗЙОМКИ

Реалізовано метод розпізнавання неоднорідних об’єктів складної форми на даних аерофотозйомки. Метод базується на способі обходу текстури, що містить об’єкт розпізнавання та аналізу інтенсивності кольорових складових растру.

В задачах виявлення та ідентифікації цілей в даних з камер цільового призначення безпілотного повітряного судна актуальним є вирішення задачі класифікації таких об’єктів за типами.

Задача виявлення та ідентифікації цілі може вирішуватись в декілька етапів. Спершу відбувається пошук підозрілої ділянки зображення (неоднорідної текстури), що за своїми властивостями відрізняється від оточуючого фону. З цією метою можна послідовно аналізувати всі локальні фрагменти цифрового знімку, розміри яких є співставними з розмірами об’єкту пошуку (наприклад, апріорі така інформація відома). Рішення про наявність неоднорідностей на цифровому знімку приймається після первинного статистичного аналізу локальної текстури, наприклад, виходячи з величини середньоквадратичного відхилення кольорових складових растру.

Рис. 1. Цифровий знімок з об’єктом пошуку

Після того, як зроблений висновок про наявність неоднорідностей на ділянці знімку, починається сам процес класифікації об’єкта–цілі. Не зменшуючи загальності припустимо, що об’єкти розпізнавання виділяються на фоні місцевості та можуть мати певну, наперед відому, геометричну форму, наприклад, літак (рис.1). Визначення неоднорідного об’єкту, в такому разі,

може проводитися на основі відомих методів [1; 2], або на основі пропонує мого обходу периметра текстури, що цей об'єкт містить (рис.2).

Рис. 2. Периметр обходу

Результатом обходу за визначеним периметром є послідовність значень кольорових складових, що має локальні особливості, залежно від форми об'єкта розпізнавання. Наприклад для літака така послідовність має характерні чотири максимуми (рис.3), що дозволяє у подальшому на основі аналізу проводити розпізнавання.

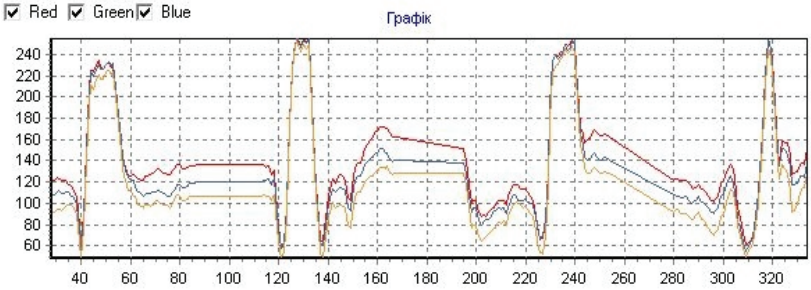


Рис. 3. Графік сформованої послідовності

Для більш змістовної класифікації запропоновано проводити апроксимацію кусково-сталими функціями відповідних послідовностей, що сформовано після обходу периметра підозрілої текстури. Така процедура сприяє уніфікації процесу класифікації, бо дозволяє формування опису об'єктів розпізнавання у вигляді певних «слів». Наведений вище приклад утворює слово «00 -1 0 1 00 1 00 1 0 -1 0 -1 0 1 0 -1 0», де, наприклад, 00 – означає «довгий нуль», а 0 – «короткий нуль». Отже, можна сказати, що літак характеризується послідовністю довгих 0 та коротких 1 (рис.4).

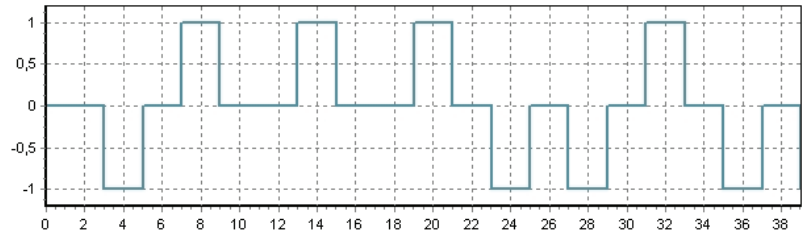


Рис. 4. Графічне зображення сформованого слова

Під час виконання поставленої задачі, зустрічаються зображення різної якості. Однією з розповсюджених проблем є, наприклад, коли крила літака мають меншу інтенсивність (рис. 5), тож аналіз графіку обходу периметра (рис. 6) вимагає більш адаптивного алгоритму. Цю задачу було вирішено шляхом аналізу графіку на різних рівнях інтенсивності. Проте це може призводити до появи аномальних рішень, коли програма помилково припускає наявність літака. В такому разі є необхідність виведення більшої кількості ознак, після виявлення яких, буде робитися висновок про ідентифікацію об'єкту.

Рис. 5. Фотографія літака гіршої якості

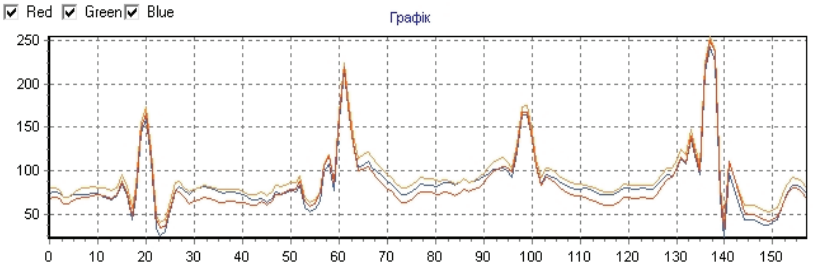


Рис.6. Графік інтенсивності кольорових складових для слабо-контрастного зображення літака

Також для більш точного розпізнавання об'єктів використовуються графіки інтенсивності кольорових складових після обходу по діагоналям (рис.6), та по центральним горизонтальним та вертикальним лініям (рис.7) текстури, що містить

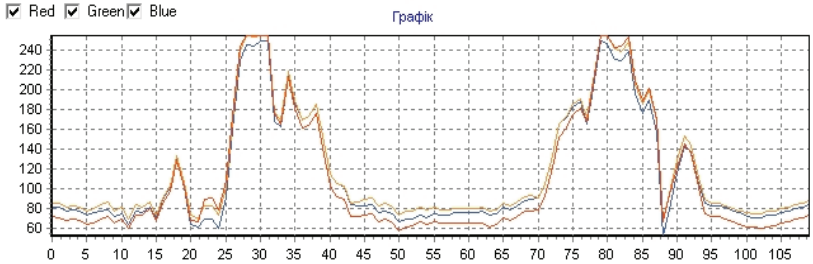


Рис. 7 Графік інтенсивностей по діагоналям

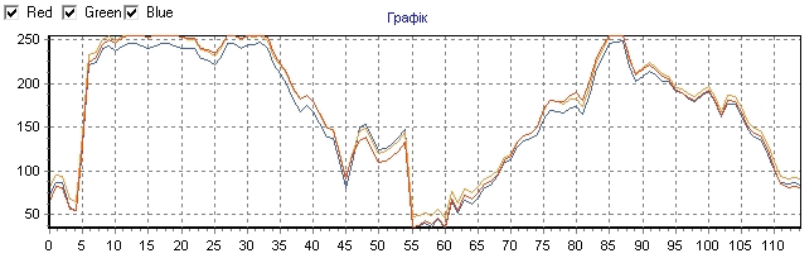


Рис. 8. Графік інтенсивностей по центральним лініям

Тут бачимо по два ярко виражених локальних максимуми. Це свідчить про те, що літак знаходиться в центрі ділянки, яку аналізуємо. З вигляду графіків (рис. 7, 8) також можна зробити певні висновки про те, під яким кутом знаходиться літак на цифровому знімку.

Проведенні дослідження виконано за використання розробленої автоматизованої системи в програмному середовищі Embarcadero® Delphi® XE Version 15.0.3953.35171 на мові програмування Delphi.

Всі дослідження проводилися на комп'ютері з наступними характеристиками:

- Процесор – Intel® Core™ i5 CPU M450 2.40 GHz
- ОЗУ – 6.00 ГБ (DDR-3)
- ОС – Windows 7 Ultimate SP1
- Тип системи – 64-розрядна операційна система

Висновки

Запропонований та реалізований метод виявлення та ідентифікації об'єктів-цілей може мати практичне використання для оброки даних з камер цільового призначення безпілотного повітряного судна. Подальша робота передбачає поліпшення програми, а саме: розширення класифікаційних можливостей та точності ідентифікації, оптимізацію процесу виявлення та ідентифікації об'єктів-цілей для підвищення швидкодії обробки інформації.

Список літератури

1. Павлидис Т. Алгоритмы машинной графики и обработки изображений. - М.: Радио и связь, 1986. – 394 с.

2. Гонсалес Р. Цифровая обработка зображений / Гонсалес Р., Вудс Р. – М.: Техносфера, 2006. – 1072 с.

УДК 004.93-12

А.А. Рогатюк, аспірантка, А.В. Ассаул, аспірант
(Національний Авіаційний Університет, Україна, м. Київ)

ПОРІВНЯЛЬНИЙ АНАЛІЗ ОБРОБКИ ПОТОКОВОГО ВІДЕО В АВТОМАТИЗОВАНІЙ СИСТЕМІ ІДЕНТИФІКАЦІЇ ТЕКСТУР

Розглянуто питання оптимізації по швидкості реалізації алгоритмів розпізнавання чужорідного об'єкту у цифровому відео

На сьогоднішній день все більше набувають розповсюдження інформаційні технології обробки та аналізу потокового відео. Такі технології широко застосовуються при автоматизації прийняття рішень в системах відеоспостереження, на борту безпілотного повітряного судна (БПС), тощо [1]. Сучасні технології дозволяють проводити аналіз відеоряду в режимі реального часу, що дає можливість операторам систем прийняття рішень швидко реагувати на зміни, які фіксують апаратні відео регістратори [1].

З огляду на вищезазначене при проектуванні інформаційної технології аналізу потокового відео в режимі реального часу важливим є вибір технології, що підтримує багатопроцесорні розрахунки та математичних алгоритмів, які легко розпаралеюються [2]. В даній роботі розглянемо аналіз та підходи до підвищення швидкодії інформаційної технології обробки потокового відео, яке було отримано з БПС. Детальний опис системи подано наприклад в [3]. В подальшому викладенні матеріалу подано три версії програмного продукту з описом алгоритмів та аналізом роботи системи.

Розроблено програмне забезпечення (ПЗ) розпізнавання чужорідного об'єкта на відео отриманих з БПС в режимі реального часу. Основними етапами процедури розпізнавання є:

1. Отримання даних поточного кадру на відео;
2. Послідовна обробка областей на відеокадрі;
   2.1. Перевірка на однорідність даних зразка;
   2.2. Якщо зразок однорідний: збереження до масиву еталонів (як типової текстури для даного відео);
   2.3. Якщо зразок неоднорідний (складний): виконується розбиття суміші (зразка) на однорідні дані;
   2.4. Відповідно виконується перевірка зразка з масивом еталонів (якщо зразок неоднорідний) або з масивом підозрілих текстур (якщо зразок однорідний).
3. Виведення масиву підозрілих текстур користувачеві станом для поточного відеокадру.

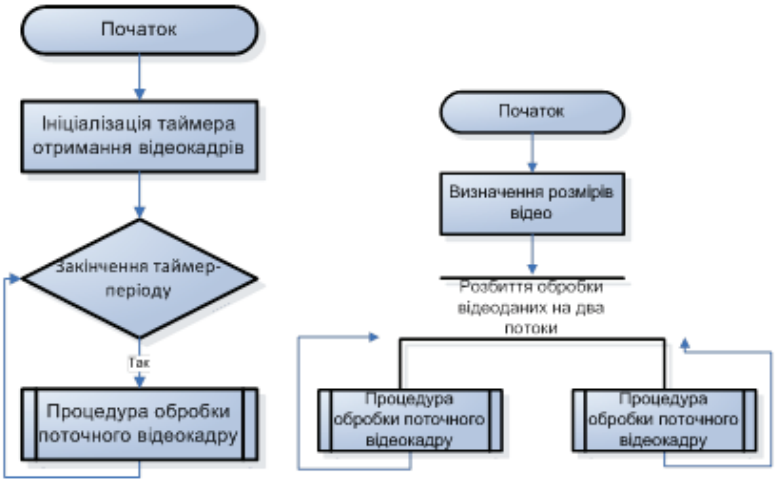
Кожен з етапів 1 та 2 можуть бути реалізовані різними алгоритмами та методами, які б дозволили максимально зменшити час обробки кадру та використаного об'єму пам'яті. Для цього було створено три версії ПЗ:

1. Версія ПЗ, в якій усі обчислення виконувались в одному потоці.
2. Версія ПЗ, яв якій усі обчислення виконувались в два потоки.
3. Версія ПЗ, в якій масив еталонів зберігається у вигляді списків, замінивши при цьому метод збереження еталоних обєктів повінстю.

Початкова реалізації даного алгоритму розпізнавання в версії v_1 зображено на Рис.1а.

На етапі запуску програми виконується ініціалізація таймера з заданим користувачем періодом. Процедура отримання поточних відеокадрів виконується по закінченню кожного таймер-періоду. Кожен етап виконується в одному потоці, тому обробка зразків на відеокадрі виконується послідовно. Основним недоліком даної реалізації являється те, що в заданий період виконується обробка недостатньої кількості зразків, а отже, існує висока ймовірність "не впіймати" чужорідний об'єкт.

З метою збільшення області обробки за заданий період часу, в версії v_2 процедуру отримання та обробки поточних відеокадрів було розбито на два незалежні потоки. Що дало змогу не використовувати таймер як засіб отримання кадрів (Рис.1б.)



а) б)

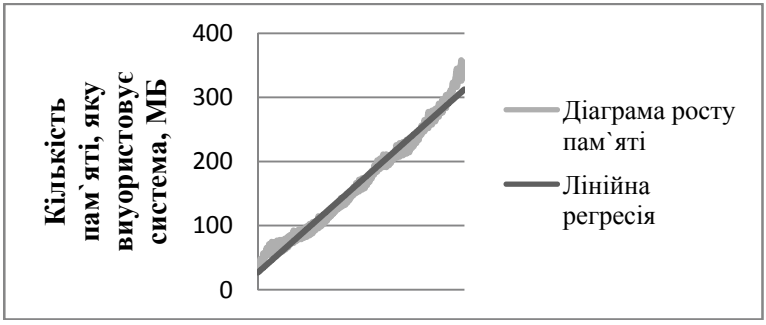
Рис.1. а) Загальна схема версії v_1; б) Загальна схема версії v_2

На етапі збереження зразка до масиву еталонів, об'єкт зберігається повністю (дані, гістограмна оцінка), що займає з кожним новим еталоном значний об'єм пам'яті. З метою зменшення витрат пам’яті в версії v_3 реалізована процедура збереження еталонів у вигляді списків значень середнього та середньоарифметичного гістограми зразка-еталону (Рис.2).

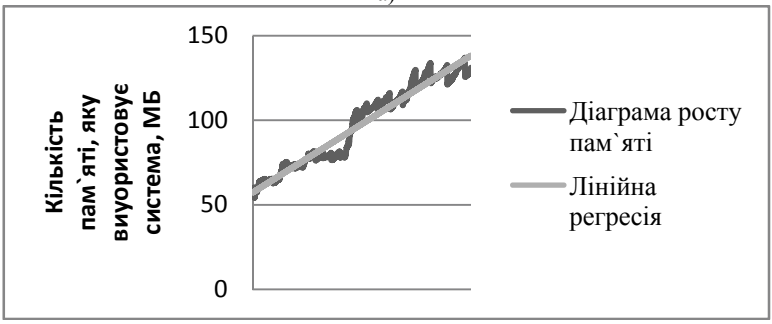
При змінні методу збереження еталонного зразка, було адаптовано процедуру порівняння зразків з еталонами. В версіях v_1, v_2 дана процедура включала в себе обчислення відстані між гістограми зразків. В версії v_3 реалізований новий метод порівняння, що зводиться до виконання єдиного запиту: перевірки чи є відповідний еталон за заданим значенням середнього та середньоквадратичного. Дана реалізація дозволила в рази збільшити швидкодію процедури порівняння еталонного та однорідного зразків.

а) б)

Рис.2. а) Загальна схема реалізації процедури збереження еталонів в v_1, v_2; б)Загальна схема реалізації процедури збереження еталонів в v_3.



а)



б)

Рис. 3. Діаграми росту заватаження памяті по версям. а) v_1; б) v_3

Для контролю стану програмного продукту було створено набір тестів, які дозволяють відстежувати кількість операційної пам’яті, яку використовує система після кожного обробленого кадру відео. Виходячи з діаграм росту пам’яті для кожної версії (Рис. 3) проводилися оптимізаційні заходи, які були описані вище. Відповідно до діаграми кожної версії було відтворено лінійну регресію, яка дозволила оцінити швидкість росту завантаженості системи, та проводити оптимізаційні заходи для досягнення прийнятних покажчиків роботи програмного продукту (табл.1).

Таблиця 1.

Коефіцієнти росту завантаження системи по версіям

	Версія 1	Версія 2	Версія 3
Лінійний коефіцієнт росту пам’яті, МБ/кадр	0,27256128	0,152224303	0,06097074

Результати тестування (Рис. 3, табл. 1) показують ефективність використання багатопотокової моделі обробки відео та алгоритмічної оптимізації в структурі методів аналізу відеоряду, які були представлені вище (Рис. 1 – 2).

Висновки

Тестування відповідних версій v_1, v_2, v_3, показали, що усі послідовні модифікації методів дозволили збільшити швидкодію та якість отриманих результатів при невеликому об'ємі використаної пам'яті. На рис. 3 подано діаграми накопичення пам'яті, що відводиться для зберігання результатів обробки відеоряду. Як бачимо, кожна наступна версія алгоритму дозволила суттєво зменшити даний показник. Так для версії 1 пікове значення становить версії програмного продукту. Шляхом розпаралелення обрахунків та оптимізації алгоритму вдалося зменшити не тільки швидкість зростання обсягу пам’яті, а і її максимальне значення.

Список літератури

1. Huitao Luo. Algorithms for Video Object Detection and Segmentation with Application to Content-Based Multimedia Systems: Research. – New York: Columbia University, 2000. – 181p.

2. M. Herlihy, Nir Shavit. The Art of Multiprocessor Programming: Book. – Burlington: Morgan Kaufmann Publishers, 2008. – 505p.

3. Pristavka Ph., Assaul A., Nichikov E., Rogatuk A. Components of Information Technology Processing of Data Obtained from Unmanned Aerial Vehicle // Proceedings The Fifth World Congress “Aviation in the XXI-st Century” “Safety in Aviation and Space Technologies” Vol.2, (September 25-27), Kyiv, 2012, Ps. 2.21–2.25.

УДК 623.746-519

А.В. Самков, д.т.н.,проф.
(Национальный авиационный університет, Киев, Украина)
А. П. Гожий, к.т.н., доцент
(Черноморский Государственный университет
им. Петра Могилы, Николаев, Украина)

СИСТЕМА ПОДДЕРЖКИ ПРИНЯТИЯ РЕШЕНИЙ ДЛЯ СРАВНИТЕЛЬНОГО АНАЛИЗА И ВЫБОРА БПЛА

Предложена система поддержки принятия решений для выбора беспилотных летательных аппаратов (БПЛА), которая позволяет проводить сравнительную оценку и выбор оптимальных вариантов БПЛА по заданным показателям.

В результате бурного развития беспилотной авиационной техники на мировом рынке предлагаются сотни современных образцов беспилотной техники, и их количество постоянно растет. В настоящее время в 32 странах разрабатывается и производится более 250 моделей БПЛА. В связи с постоянно растущим спросом на БПЛА и расширением количества предлагаемых образцов БПЛА возникла настоятельная потребность в решении задачи их сравнительной оценки и обоснованного выбора оптимальных вариантов БПЛА и беспилотных авиационных комплексов (БПАК) на их основе.

Решение данной задачи значительно затруднено, в первую очередь, в связи с широким разнообразием предлагаемых на рынке БПЛА, отличающихся по назначению, тактико-техническим характеристикам, стоимости, показателям эффективности применения и др.

Ошибочные решения, возникающие при выборе и закупке предлагаемых образцов БПЛА, а тем более партий на их основе, приводят к не обеспечению заданных требований, переоценке потенциальных возможностей выбранных БПЛА и, в конечном итоге, к закупке новых БПЛА и значительным финансовым затратам. Объективная оценка существующих и проектируемых БПЛА также крайне важна для создания конкурентоспособных образцов на этапе их разработки.

В связи с вышеотмеченным, решение задачи по сравнительной оценки и выбору оптимальных образцов БПЛА, разработка соответствующего методического аппарата для ее решения, сокращение потребного времени решения данной задачи и упрощение работы пользователя при этом на основе системы поддержки и принятия решений (СППР) является актуальной задачей.

Для решения класса задач по сравнительной оценки и выбора образцов БПЛА, существует ряд подходов. Они, как правило, основаны на экспертных оценках, в которых присутствуют субъективные ошибки, не позволяющие принимать решения по выбору лучшего варианта БПЛА с необходимым уровнем достоверности. В связи с этим, для широкого класса задач, основанных на принятии решений по выбору оптимальных (по выбранным критериям) образцов БПЛА, разрабатываются соответствующие методические подходы, комплексы показателей и критериев, алгоритмы их сравнительной

оценки, методы и методики выбора, а также практические рекомендации. Для решения подобного рода задач лучше подходят системы поддержки принятия решений (СППР), в которых используются алгоритмы и методики сравнительной оценки, основанные на многокритериальных методах принятия решений.

СППР представляет собой интерактивную автоматизированную систему, целью которой является предоставление информации лицу, принимающему решения (ЛПР), в условиях неопределенности для полного и объективного анализа предметной области. Необходимость использования СППР для выбора БПЛА обусловлена постоянным увеличением объемов информации (новые модели БПЛА и их характеристики) и необходимостью анализа и учета большого количества взаимосвязанных факторов и требований, влияющих на такой выбор. Основными требованиями к современным СППР обычно относят такие, как:

обеспечение принятия обоснованных решений. СППР позволяют ЛПР повысить обоснованность и качество принимаемых решений с учетом временных и когнитивных ограничений;

повышение оперативности принятия решений ЛПР;

сокращение затрат ресурсов на всех этапах принятия решений (сбора и анализа информации, формирование и выбора лучших альтернатив);

составление и облегчения проведения анализа возможных путей решения проблем и выбора лучших вариантов решений.

Для решения задач сравнительной оценки и выбора образцов БПЛА предложено применить метод анализа иерархий (МАИ) [1] и метод анализа соотношений (MOORA) [2].

МАИ является систематизированной математической процедурой для иерархического представления элементов, определяющих сущность определенной проблемы. Метод состоит в декомпозиции проблемы на более простые составляющие части и дальнейшей обработке последовательности принятия решений, которые подаются в виде попарных сравнений. Эти суждения далее отображаются в количественной форме. В результате может быть получена относительная степень (интенсивность) взаимодействия элементов в иерархии. Попарное сравнение альтернатив (моделей БПЛА) в программе происходит в соответствие с заданным алгоритмом автоматизировано, но может быть скорректировано пользователем (ЛПР). Для этой цели используется попарное сравнение с помощью ползунков.

После получения результата пользователь может провести анализ чувствительности системы, относительно ее критериев, проверить коэффициенты согласованности (конкордации) и провести ранжирование.

Метод анализа соотношений (MOORA) представляет собой систему соотношений, в которой каждое отношение альтернативы цели сравнивается со знаменателем, который является суммой всех вариантов, касающихся этой цели. Квадратный корень из суммы квадратов отношений каждой альтернативы цели являются знаменателем. На основе этой матрицы вычисляются нормированные оценки альтернатив и проводится

ранжирование. Для принятия решения метод использует характеристики сравниваемых БПЛА, считая критерии равноценными [2].

СППР реализована на языке программирования Java с использованием библиотеки с открытым исходным кодом для разработки графических интерфейсов пользователя SWT (Standard Widget Toolkit). Для хранения альтернатив и дополнительной информации (комментарии, ранжирование критериев и т.д.) используется РСУБД MySQL. Программная реализация является кросплатформенной, но требует перекомпиляции под разные платформы, так как SWT использует графические компоненты операционных систем, для обеспечения наилучшего вида интерфейса. Структурно СППР состоит из базы данных и модуля решений, который реализует два метода (МАИ, MOORA). Окна формирования альтернатив и критериев в СППР выбора БПЛА представлены на рис.1 и 2.

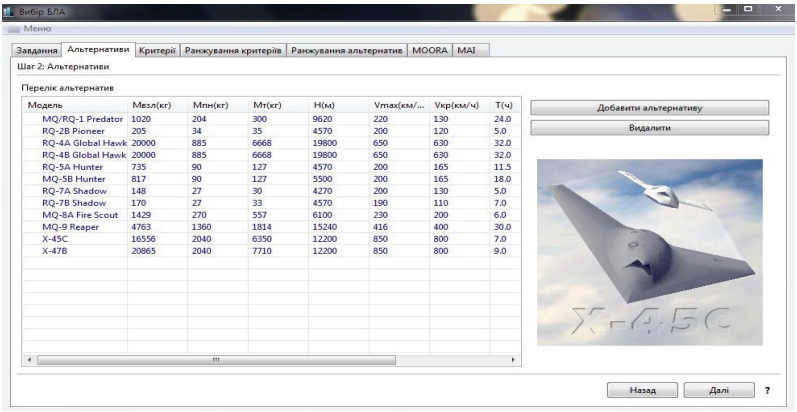


Рис.1. Формирование альтернативных вариантов БПЛА

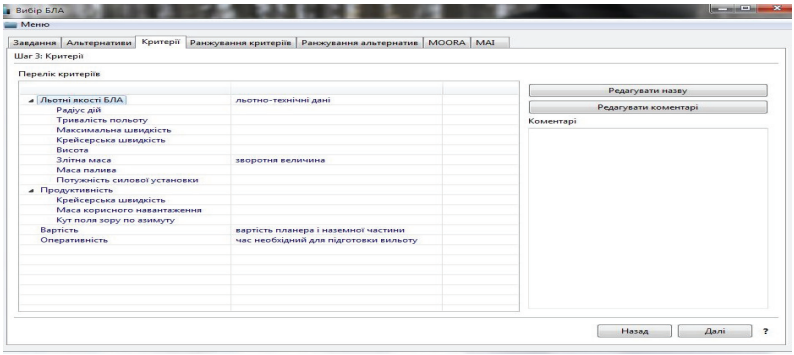


Рис.2. Формирование критериев для выбора вариантов БПЛА

Результаты апробации разработанной СППР показывают (рис.3) значительный эффект от ее применения (повышения качества и оперативности принимаемых решений) для решения задач выбора лучших образцов БПЛА как на этапах их закупки (разработки), так и в процессе планирования их применения на этапах эксплуатации. Совместное применение методов МАИ и MOORA позволяет расширить количество сравниваемых альтернатив на этапах выбора БПЛА, что направлено на повышение обоснованности принимаемых решений.

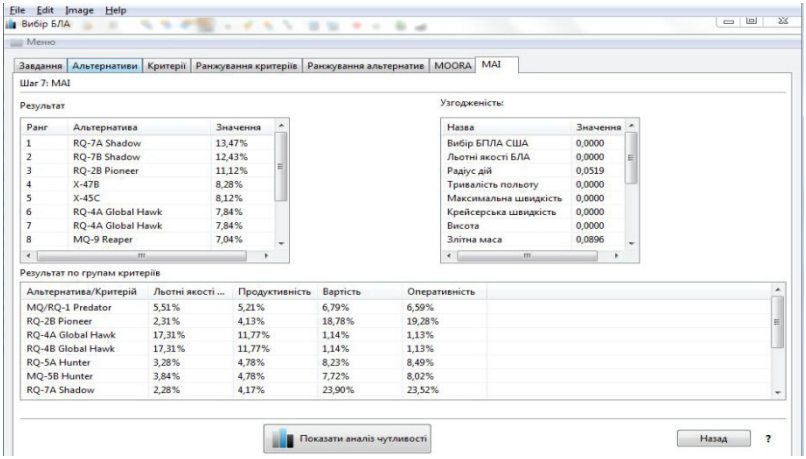


Рис.3. Окно результатов выбора по МАИ

Выводы

В результате проведенных исследований разработана СППР для сравнительной оценки и выбора БПЛА, позволяющая проводить обоснованный выбор БПЛА по заданным критериям на множестве количественно-качественных характеристик. Предложенный методический подход может также быть применен для комплексной оценки и выбора беспилотных авиационных комплексов.

Список литературы

1. Безпилотные авиационные комплексы: Методика сравнительной оценки боевых возможностей /М.М. Митрахович, В.И. Силков, А.В. Самков и др. Под общей редакцией В.И. Силкова. – К.: ЦНИ ВВТ ВС Украины. 2012. – 288 с.

2. W. Karel, M. Brauers, E. Zavadskas, F. Peldschus, Z. Turskis – Multi - objective decision-making for road design, – TRANSPORT, 2008. – С.183-193.

3. Саати Т. Принятие решений. Метод анализа иерархий / пер. с англ. – Р. Г. Вачнадзе. – М.: Радио и связь, 1993. – 278 с.

УДК 621.396.946

О.І. Лисенко, П.І. Кірчу,
(Національний авіаційний університет, Київ, Україна)
С.М. Чумаченко, С.В. Валуйський
(НДЦ проблем авіації та авіаційного пошуку і рятування, Київ, Україна)

МЕТОД ДИСТАНЦІЙНОГО РОЗГОРТАННЯ СЕНСОРНОЇ ТЕЛЕКОМУНІКАЦІЙНОЇ СИСТЕМИ ЗА ДОПОИМОГОЮ ДПЛА

Розглядаються аспекти побудови датчика телекомунікаційною системою оперативного моніторингу в області антропогенних надзвичайних ситуацій.

Останнім часом широкого застосування набувають дистанційні методи контролю [1] для оперативного виявлення радіаційної, хімічної й біологічної обстановки у випадках екстремально високого забруднення атмосферного повітря на території небезпечного техногенного об'єкту.

Такі методи можуть знайти своє застосування в безпроводових сенсорних мережах (БСМ), що складаються з компактних сенсорів (кінцевих пристроїв), оснащених безпроводовим інтерфейсом (наприклад, стандарту IEEE 802.15.4), що з'єднуються з центром обробки даних (ЦОД) через шлюз (координатор) безпосередньо (у зоні прямої радіо видимості) або із ретрансляцією пакетів через проміжні вузли (маршрутизатори).

Такі сенсорні комплекси можуть оснащуватися набором випромінювачів (лідарів, радіометрів тощо), що дозволяють здійснювати зондування в широкому спектральному діапазоні випромінювання, починаючи від ультрафіолетового й закінчуючи далеким інфрачервоним. Завдяки цьому, такі комплекси на основі БСМ можуть ефективно використовуватися для розв'язання різноманітних завдань у зоні до 50 км.

Одною з ключових проблем застосування таких мереж є проблема розгортання мережі, а саме розміщення вузлів на забрудненій території, оскільки безпосереднє застосування людського ресурсу не припустиме через небезпеку для здоров'я. Тому одним з можливих способів розгортання мережі може бути застосування робототехніки, наприклад, безпілотних літальних апаратів (БПЛА) міні- та мікро- класу, як показано на рис.1.

Такий компактний мобільний сенсорний комплекс, розміщений за допомогою БПЛА, дозволить визначати й прогнозувати подальшу трансформацію й переміщення будь-яких речовин, у тому числі біологічної природи. Точне географічне позиціонування забезпечує приймач ГЛОНАС/GPS, що входить до складу наземної системи керування БПЛА. Програмний комплекс надає можливість у швидкій і зручній для операторів формі виконувати всі операції по настроюванню лазерного, оптичного, електронного й електромеханічного обладнання й одержувати результати лідарного зондування не тільки у вигляді діаграм і графіків, але й за допомогою розробленої системи картографування, а також накладати результати вимірів на карту місцевості. Усе це дозволить вчасно провести

заходи щодо захисту населення й територій у районах розміщення небезпечних об'єктів у випадках загрози й виникнення надзвичайних ситуацій природного, техногенного й терористичного характеру.

Рис. 1. Приклад розміщення сенсорів за допомогою БПЛА

Одною з ключових задач телекомунікаційного профілю при розгортанні таких мереж є задача пошуку раціональної топології мережі вузлів-ретрансляторів (машрутизаторів), а саме визначення їх положення на місцевості та взаємозв’язків між ними.

Актуальність і практична значимість проблеми проектування раціональної топології БСМ обумовлена наступним. Положення кінцевих пристроїв (КП) мережі не може вибиратися довільно і визначається конкретними умовами задачі моніторингу. Обмежений радіус дії радіопередавачів цих вузлів обумовлює необхідність включення в склад мережі ретрансляторів, що здійснюють передачу інформаційних повідомлень від КП до шлюзу (ЦОД). Маючи обмежену можливість вибору кількості, розміщення і технічних характеристик таких вузлів і бажаючи мінімізувати затрати на створення та обслуговування БСМ, зберігаючи при цьому її працездатність і надійність на заданому рівні, ми стикаємось з проблемою оптимізації технічного рішення – топології мережі. Раціональна топологія БСМ дозволить скоротити трафік і знизити енергоспоживання на вузлах, що у свою чергу дозволить збільшити час безвідмовної роботи мережі і знизити загальні витрати на її обслуговування.

В загальному вигляді, задача оптимізації топології представляє собою транспортну задачу, пов’язану з оптимальним розподілом потоків даних по мережі по критерію мінімуму вартості створення і технічного обслуговування при обмеженні на надійність передачі інформації [2]:

$$C\left(\|R_i\|, \|p_{ij}\|\right) \xrightarrow[\|R_i\|,\|P_{ij}\|]{} \min|_{P \geq P^*}, i, j = \overline{1,N},$$

де $\left(\|R_i\|, \|p_{ij}\|\right)$ – топологія БСМ, що складається з множини вузлів у кількості N та множини ймовірностей використання комунікацій між ними для доставки інформаційних потоків.

Задача проектування раціональної топології БСМ з формальної точки зору аналогічна задачі формування топологічної структури будь-якої безповодової мережі, яка є однією з основних при її проектуванні та полягає у виборі оптимальної схеми з'єднання вузлів комутації та концентрації, виборі пропускної здатності ліній та оптимальних маршрутів передачі інформації.

Відомі на сьогодні підходи до рішення подібних задач засновані на застосуванні апарату комбінаторного аналізу [2]. Подібні алгоритми опираються на представлення мережі передачі даних у вигляді кінцевого графу без петель і кратних ребер, вершини якого відповідають вузлам мережі, а ребра – лініям зв'язку. Застосування теорії перерахування графів для рішення задачі топологічної оптимізації останнім часом находить все більш широке застосування, що зв'язано з підвищенням продуктивності ЕОМ, розробкою нових високоефективних алгоритмів генерації графів із заданими властивостями. Основною перевагою даного підходу є можливість отримання точного рішення, тому для невеликих мереж цей підхід є ефективним. Крім того, наявність точного рішення дозволяє оцінити якість існуючих та розроблюваних підходів к оптимізації топології.

Основний недолік алгоритмів конструктивного перерахування графів полягає в неможливості їх застосування для побудови топологій мереж великої розмірності, оскільки число генеруємих графів зростає експоненційно по мірі росту кількості вузлів мережі. Це обумовлює доцільність розробки альтернативних підходів до проектування раціональної топології БСМ. В роботі [3] була започаткована методологія синтезу раціональної топології мережі телекомунікаційних аероплатформ, заснована на застосуванні бази знань правил, що дозволяє скоротити перебір можливих графів. Пропонується продовження досліджень у даному напрямку та зведення задачі оптимізації топології до ігрової. Це дозволить врахувати взаємний вплив інформаційних потоків, а також показники надійності вузлів і комунікацій між ними шляхом формалізації цих обмежень, як прояв дії ігрока-Природи.

Література

1. Алексеев В. А., Батырев В. В., Габричидзе Т. Г., Янников И. М. Лазерные системы контроля загрязнения атмосферы в районах размещения химически опасных объектов // Технологии гражданской безопасности. – 2006. – № 4 (10). – С. 94–96.

2. Вишневский В.М. Теоретические основы проектирования компьютерных сетей, - М.: Техносфера, 2003, 512 с.

3. Lysenko O.I., Valuiskyi S.V. Capacity increasing of sensor telecommunication networks / O.I. Lysenko, S.V. Valuiskyi // Telecommunication Sciences. – 2012. – vol. 3. – № 1. – P. 5–11.

УДК 331.546-057.86:629.7.014-519(0432)

Близнюк О.Д., завідувач науково-дослідної лабораторії
Доброжанська Б.В., фахівець ІІ категорії
Медвєдєва Н.А., к.т.н., доцент
(Національний Авіаційний Університет, Україна, м. Київ)

ОЦІНКА КОМПЕТЕНЦІЙ АВІАЦІЙНИХ ФАХІВЦІВ, ЗАДІЯНИХ У ВИРОБНИЦТВІ БЕЗПІЛОТНИХ ПОВІТРЯНИХ СУДЕН

Розглянуто сучасний стан оцінки компетенції в управлінні авіаційними фахівцями, визначається сутність та переваги компетенцій у процесі формування, функціонуванні та модифікації професійно-кваліфікаційної структури персоналу авіаційного підприємства.

Успішне функціонування авіаційного підприємства, задіяного у виробництві безпілотних повітряних суден в умовах конкурентного середовища забезпечується наявністю високо розвиненого потенціалу. Компетентність авіаційних фахівців – це специфічна здібність, яка необхідна для ефективного виконання конкретної дії у конкретній предметній галузі і яка включає вузькоспеціалізовані знання.

Компетентність авіаційних фахівців розглядають як властивість, що притаманна людині, яка має знання і досвід, авторитет у літакобудівельній галузі, добре поінформована, здатна ефективно та якісно розв’язувати професійні завдання. Отже, компетентність, як і будь-яка інша якість особистості, завжди формується і проявляється тільки у процесі відповідної діяльності, за умов глибокої особистісної зацікавленості людини у цьому виді діяльності. Тому компетентність є також й оцінною категорією, оскільки вона характеризує авіаційного фахівця як суб’єкта спеціалізованої діяльності, а також рівень сформованості та розвитку здатності авіаційного фахівця кваліфіковано розв’язувати складні професійні завдання, планувати і здійснювати дії, що призводять до раціонального й успішного досягнення поставлених цілей, приймати рішення у складних ситуаціях та брати на себе відповідальність за їх наслідки.

Для кожного авіаційного підприємства набір необхідних компетенцій унікальний. Він може бути представлений як сукупність поведінкових і технічних характеристик, необхідних для виконання авіаційним фахівцем своїх обов'язків. а також корпоративних якостей, безпосередньо залежних від цінностей авіаційного підприємства з виробництва безпілотних повітряних суден і універсальних для всіх її співробітників. Поряд з розвитком у персоналу компетенцій перерахованих видів, необхідно зміцнювати міжособистісні зв'язки і розширювати інноваційний потенціал. Компетентність працівника (Кх) можна обчислити за допомогою набору вихідних характеристик:

• x_1 - рівень технічної компетентності;
• x_2 - рівень поведінкової компетентності;
• x_3 - рівень корпоративної компетентності;
• x_4 - ступінь професійних комунікацій;
• x_5 - інноваційна активність.

Таким чином, вони утворюють вектор: $x = (x_1, ..., x_n)$. Кожну з характеристик складають певні ознаки - y_n. Наприклад, елементи технічної компетентності для провідного інженера - це організація матеріально-технічного постачання підприємства (y_1), оформлення документів на отримання та відправлення продукції (y_2) і т. д. Кожному з ознак присвоюється ваговий коефіцієнт - v_n. Він визначається один раз експертним методом. Коригування ваги тієї чи іншої ознаки може здійснюватися з урахуванням зміни стратегічних цілей організації. Вага факторів повинен в сумі дорівнювати 1 (або 100%).При необхідності кожну зі складових можна також розділити на декілька елементів: $y_{n1}, \ldots, y_{nm}$. Їм будуть відповідати і вагові коефіцієнти $v_{n1}, \ldots, v_{nm}$.

Компетенції описуються з урахуванням їх рівня: 3 - майстерності, 2 - досвіду, 1 - розвитку, 0 - некомпетентності.

При необхідності кожну із складових можна також розділити на декілька елементів: $y_{n1}, \ldots, y_{nm}$. Їм будуть відповідати вагові коефіцієнти:

$v_{n1}, \ldots, v_{nm}$.

Побудуємо систему показників $q_1, \ldots, q_m$, відповідних оцінці компетенцій працівників авіапідприємства з точки зору п'яти критеріїв. При цьому значення нормованого показника q_i становитиме від 0 до 1 і залежатиме від зміни оцінки характеристики x від MIN_i до MAX_i: $q_i = q_i(x_i)$.

1. Для зростаючої функції

$$q_i(x_i) = \begin{cases} 0, & x_i \le MIN_i \\ \dfrac{x_i \le MIN_i}{MAX_i - MIN_i}, & MIN_i \le x_i \le MAX_i \\ 1, & x_i > MAX_i \end{cases} \quad (1)$$

2. Для спадаючої функції

$$q_i(x_i) = \begin{cases} 1, & x_i \le MIN_i \\ \dfrac{MAX_i - x_i}{MAX_i - MIN_i}, & MIN_i \le x_i \le MAX_i \\ 0, & x_i > MAX_i \end{cases} \quad (2)$$

Провівши нормування значень вихідних характеристик $x_1, ..., x_5$, за правилами, заданими формулами значеннями п'яти окремих показників $q_1, ..., q_5$

У вищенаведених формулах не передбачений облік вагового коефіцієнту. Тим не менш значимість всіх компетенцій різна. Для авіаційного фахівця набагато важливіше технічна компетентність, ніж інноваційна активність. Тому необхідно використовувати додаткові дані про вагові компетенції (I) авіаційних фахівців.

Також велике число «непорівнянних» працівників робить доцільним введення зведеного показника, який дозволяє лінійно «упорядкувати» всіх оцінюваних по рівню їх загальної компетентності, що враховує як значення показників q_1, ..., q_5, так і вагомі компетенції в коефіцієнтах w_1, ..., w_5. Цей показник відображає компетентність авіаційного фахівця не окремо по кожній компетенції, а по всім відразу і з урахуванням їх значимості.

Визначення w - тонкий і відповідальний момент у зведеній оцінці людського капіталу. Кожен показник має свою «важливість» або «цінність», перебільшення або применшення якої при побудові зведеного показника може змінити кінцеву оцінку.

Оскільки неможливо в числовому вигляді точно виразити значимість окремої компетенції для всіх посад, доцільно за допомогою вагових коефіцієнтів визначити, яка компетенція важливіше.

У реальних умовах деяка додаткова інформація про вагові коефіцієнти мається, але не числового характеру, а порівняльного, наприклад: «технічна компетентність важливіше професійних комунікацій» або «рівень професійних комунікацій має, таку ж значимість, як і рівень інноваційної активності». Найбільш стійкою і простою для сприйняття в даному випадку є нечислова інформація, яка може бути представлена у вигляді системи рівностей і нерівностей:

$$I = \{w_r > w_s;\ w_u = w_v,\ \ldots\}.$$

Оцінка компетенції авіапрацівників проводиться на основі критеріїв і формальної шкали оцінок. При цьому враховується важливість кожного критерію для виконання функціональних обов'язків на конкретній посаді в певному структурному підрозділі авіаційного підприємства з виробництва безпілотних повітряних суден.

Система компетенцій авіаційних фахівців являє собою набір чітких характеристик ідеальних працівників підприємства з виробництва безпілотних повітряних суден. Точно визначивши поведінковий портрет фахівця (профіль успіху, що відображає необхідні якості, характеристики і міру виразності кожної з характеристик) авіапідприємство вирішує важливі завдання у таких напрямках управління персоналом, як: формування вимог до кандидатів на вакантні посади і їх оцінювання, проведення поточного періодичного оцінювання персоналу, управління розвитком персоналу (професійне навчання, планування ділової кар'єри, формування кадрового резерву), управління рухом персоналу, розробка системи мотивації персоналу, соціальний розвиток персоналу, формування корпоративної культури,

управління лояльністю персоналу, підвищення ефективності роботи авіаційних фахівців.

В якості інструментів оцінки розвитку компетенцій авіаційних фахівців задіяних у виробництві безпілотних повітряних суден можна застосовувати : Assessment Centre, план assessment-розвитку, тренінги, сесії, семінари, конференції, атестації персоналу (для створення програми індивідуальних і корпоративних компетенцій).

Запропонована система компетенцій персоналу являє собою набір чітких характеристик ідеальних працівників, виділивши п'ять груп компетенцій:

- професійні;
- соціальні;
- ділові;
- особистісні;
- управлінські

Застосування підприємством з виробництва безпілотних повітряних суден системи оцінки компетенцій на всіх етапах процесу управління авіаційними фахівцями дозволить досягти його ефективності за рахунок зростання конкурентоспроможності працівників авіапідприємства.

Висновки

Використання методу зведених показників для оцінки компетентності авіаційних фахівців, задіяних у виробництві безпілотних повітряних суден дозволило:

• врахувати нечислову, неповну інформацію про значущість тієї чи іншої складової компетенції, отже, підвищити точність зведених оцінок;

• відобразити вплив на підвищення рівня компетентності авіаційних фахівців професійного навчання, а також самонавчання;

Реалізація компетенції авіаційних фахівців призводить до підвищення конкурентоспроможності підприємства з виробництва безпілотних повітряних суден. Значну роль в управлінні компетенцією працівників відіграють виявлені за допомогою оцінки напрямки розвитку авіаційних фахівців.

Список літератури

1. Балабанова Л. В. Управління персоналом : [підручник] / Л. В. Балабанова, О. В. Сардак. – К. : Центр учб. л-ри, 2011. – 468 с.

2. Білокур І.П. Сертифікація персоналу: навчальний посібник / Білокур І.П. – К.: НАУ «НАУ-Друк», 2009. – 210 с.

3. Люльчак Л. О. Управління процесами підвищення професійної компетенції персоналу в підприємниць-ких організаціях : автореф. Дис. канд. Екон. Наук / Л. О. Люльчак. – Сімф., 2006. – 24 с.

УДК 331.101.3:629.7.014-519(043.2)

Близнюк О.Д., завідувач науково-дослідної лабораторії
Лозинська Г.В. , фахівець ІІ категорії
Науменко Н.О. , провідний інженер
Радько О.В., к.т.н., доцент
(Національний Авіаційний Університет, Україна, м. Київ)

МОТИВАЦІЯ АВІАЦІЙНОГО ПЕРСОНАЛУ ПРИ ВИРОБНИЦТВІ БЕЗПІЛОТНИХ ПОВІТРЯНИХ СУДЕН

Розглянуто сучасний стан мотивації персоналу при виробництві безпілотних повітряних суден. Визначено важливість вимірювання мотивації персоналу на авіапідприємстві, зазначаються підходи до її вимірювання.

Важливою ознакою сучасного суспільства є пріоритетна увага до персоналу – провідного виробничого чинника при виробництві безпілотних повітряних суден.

Мотивація – це вид управлінської діяльності, який забезпечує процес спонукання особи до дієвості, спрямований на досягнення цілей організації [1]. Мотивацію праці можна поділити на індивідуальну і групову. До індивідуальної та групової мотивації відносяться матеріальні та нематеріальні стимули. До індивідуальної можна віднести: індивідуальні відрядну заробітну плату, бонуси, премії, збагачення змісту праці, індивідуальну винагороду, цінні подарунки і почесні грамоти, особливі заслуги – нагородження медалями і орденами присвоєння почесних звань. До групової мотивації відносять участь у справах авіаційного підприємства, перспективу опанування новими знаннями і навичками, створення умов для формування професійної гордості, мотив першого дня роботи, забезпечення можливостей виразити себе у праці, публічне визнання, атмосфера взаємної поваги у колективі. Система мотивації на підприємстві з виробництва безпілотних повітряних суден передбачає використання економічних, адміністративних, організаційно-виробничих, морально-психологічних та соціальних методів, які використовуються в різних комбінаціях і диференційовані за пріоритетами використання для найманих працівників і керівництва підприємства (рис. 1). Слабка мотивація авіаційного персоналу до праці займає третє місце в переліку причин, що перешкоджають зростанню бізнесу підприємства з виробництва безпілотних повітряних суден.

Проблеми людського фактора в цивільній авіації досліджуються за двома взаємозалежними напрямками: забезпечення безпеки польотів і підвищення соціальної та економічної ефективності використання авіаційного персоналу.

Основним засобом ефективного використання кадрового потенціалу задіяного при виробництві безпілотних повітряних суден є мотивація трудової поведінки персоналу.

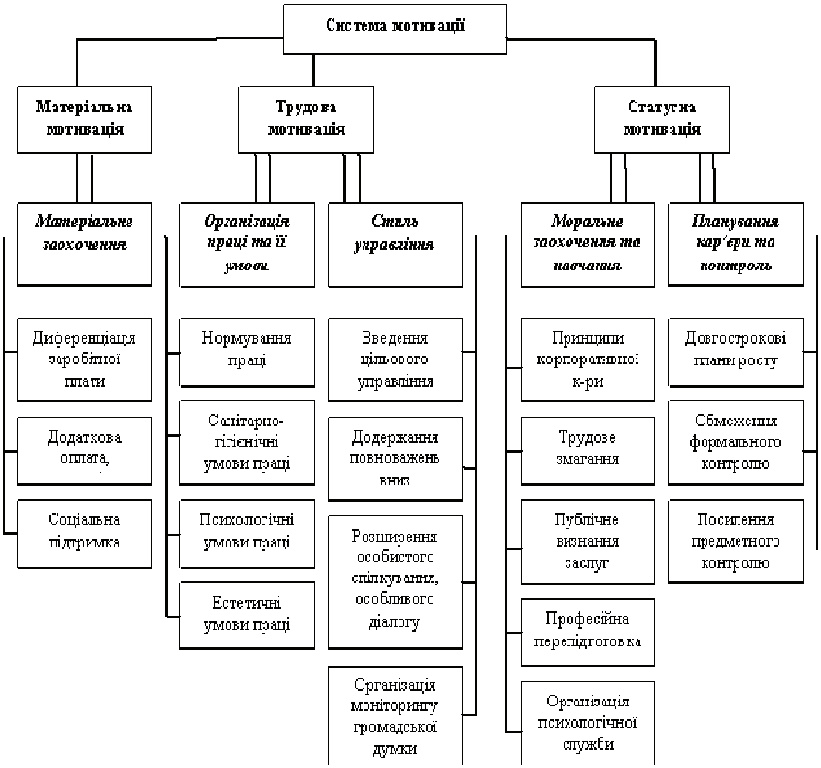


Рис. 1. Система мотивації авіаційного персоналу

З метою ефективної роботи персоналу на авіапідприємстві розробляється мотиваційний напрямок, під яким розуміється соціально-економічне середовище, що стимулює персонал підприємства до більш повного використання його трудового потенціалу для досягнення особистих, групових та організаційних цілей.

При розробці ефективного мотиваційного напряму слід виконати наступні умови:

– мотивацію персоналу не можна розглядати ізольовано, без урахування її взаємозв'язку з іншими елементами кадрової політики (підбором, професійним навчанням, атестацією і т.д.).

– робота зі створення мотиваційного напряму повинна носити стратегічний характер, знаходити відображення при формуванні кадрової політики авіапідприємства, а також закладатися в бюджет компанії. Зв'язок стратегії мотивації зі стратегією підприємства опосередковується розробкою системи критеріїв стимулювання (заохочення і покарання). Так, наприклад,

при стратегії раціоналізації критерієм преміювання будуть зниження витрат виробництва, економія матеріалів, електроенергії, раціоналізаторські пропозиції, прояв високої дисципліни і відповідальності; при стратегії якості - високі показники якості продукції, відсутність браку, хороші відгуки клієнтів; при стратегії інновацій - якість інноваційних пропозицій;

– при створенні мотиваційного напряму повинна бути забезпечена узгоджена, скоординована робота лінійних і функціональних менеджерів;

– мотиваційний напрям авіапідприємства має бути побудовано по «кільцевій схемі», що передбачає постійне відстеження змін у внутрішньому і зовнішньому середовищі, контроль за реалізацією основних напрямів системи мотивації, що дозволяє вносити своєчасні корективи в розробку стратегії і тактики створення мотиваційного напряму.

Загальна мета вимірювання мотивації полягає в її оцінці, контролі і в управлінні для вирішення задачі оцінювання рівня мотивації авіаційного персоналу необхідно визначити оптимальну множину кількісних та якісних оцінювальних параметрів. Узагальнену модель мотивації можна виразити через основні підходи до виміру і оцінки, що представлені у вигляді таблиці 1.

Таблиця 1.

Підходи до виміру і оцінки мотивації

№ з/п	Підходи	Пояснення	Складові мотивації за даним підходом	Формула
1.	За поведінкою	Мотивацію можна оцінити за допомогою спостережень за поведінкою людини	Зусилля	Мотивація ≈ f (Зусилля, Старання, Наполегливість, Сумління, Спрямованість)
			Старання	
			Наполегливість	
			Сумлінність	
			Спрямованість	
			Наявність привабливості	
			Розуміння змісту цілі	
2.	За результатом	Мотивація може бути виміряна за отриманим результатом	Цілі	Результат ≈ f (Ціль, Мотивація, Здібності, Інструмент, Організація)
			Мотивація працівника	
			Здібності працівника	
			Наявність інструментів	
			Організація праці	
3.	За потребами	Мотивація відображається в тому, чому людина приділяє увагу, потреби та її цілі	Виявлення потреб	Мотивація ≈ f (Виявлення потреб, Наявність привабливості, Розуміння змісту цілі)
4.	Тестування	Мотивація може бути визначена шляхом тестування людини	Риси характеру	Мотивація ≈ f (Риса характеру, Задоволення людини, Емоційний стан)
			Задоволення людини	
			Емоційний стан	
			Плинність кадрів	
5.	За непрямими показниками	Чим вища незадоволеність від праці, тим більша плинність кадрів	Задоволеність від праці	Мотивація ≈ (Задоволення від праці, Плинність кадрів)

Згідно вище зазначених підходів необхідно визначити, що вимірювання мотивації персоналу є доволі складним процесом [2]. Економічний ефект мотивації авіаційного персоналу при виробництві безпілотних повітряних суден стає дуже важливими.

Висновки

Оцінка мотивації праці дозволяє зрозуміти, що комплексні дослідження дієвості мотиваційних важелів є продуктивними та сприяють пошуку невикористаних резервів для підвищення результативності праці персоналу. Проблема вимірювання мотивації авіаційного персоналу полягає в тому, що якби не враховувалися фактори, які впливають на достовірність результатів, повністю невілювати їх вплив неможливо. Мотивація дуже важлива складова в досягненні результату роботи авіапідприємства.

Список літератури

1. Пустюльга Л. С. Підходи до вимірювання мотивації персоналу / Л. С. Пустюльга // «Економічні науки. Серія: Економічна теорія та економічна історія»: зб. наук. пр. – Луцьк, 2010. – Випуск 7 (26). Частина 3. – С. 3-9.
2. Степанцова Ю.М. Мотивація персоналу та важливість її вимірювання на вітчизняних підприємствах / Ю.М. Степанцова, Р.В. Бичін // Стали розвиток економіки. – 2013. – 3 (13). – С. 106-108.
3. Лебедько С. Мотивація персоналу. Український та світовий досвід / С. Лебедько [Електронний ресурс]. - Режим доступу : http://innovations.com.ua/ua/articles/13211/temp.
4. Гриньова В. М. Проблеми мотивації праці персоналу підприємства / В. М. Гриньова, І. А. Грузіна. – Харків : ВД «ІНЖЕК», 2007. – 184 с.

УДК 658.336:656.7.071:629.7.014

В.В.Кабанячий, к.т.н., Н.Ф.Тупицин, к.т.н.
(Національний Авіаційний Університет, Україна, м. Київ)

ОБ ОДНОМ МЕТОДЕ ОЦЕНКИ ГРАФИЧЕСКОГО ДИСПЛЕЯ ТРЕНАЖЕРА ВНЕШНЕГО ПИЛОТА

Проведен анализ графического дисплея тренажера внешнего пилота (ВП). Предложен метод анализа движений глаз ВП с помощью Web камеры и программного обеспечения MatLab.

Введение. Проблеме оценке графического дисплея, в частности форматированию экрана ПК, посвящен ряд работ [1-3]. Согласно [3], процесс размещения данных на экране включает следующие этапы:

- решить, какая информация, т.е. какие поля должны появляться на экране;
- определить основной формат этой информации;
- определить область вывода для каждого поля;
- решить какие требуются средства для выделения полей;
- разработать проект размещения данных на экране;
- оценить эффективность этого размещения.

Процесс проектирования повторяется до тех пор, пока разработчик и потенциальные пользователи не будут удовлетворены.

Общие принципы расположения информации на экране должны обеспечить для ВП:

- возможность просмотра экрана в логической последовательности;
- простоту выбора нужной информации;
- возможность идентификации связанных групп информации;
- различимость исключительных ситуаций (сообщений об ошибках или предупреждений);
- возможность определить, какое действие со стороны ВПтребуется (и требуется ли вообще) для продолжения выполнения задания.

Эффективность размещения информации может оцениваться при помощи различных критериев. В данной работе рассматривается дистанционный метод видеоокулографии [4], основанный на применении Web (или видео) камеры (ВК) и программного обеспечения MatLab.

Постановка задачи. Для объективной оценки плотности заполнения экрана, сбалансированности данных и других показателей качества форматирования экрана рекомендуется отделить содержание от формы. Для этого применяются два метода – прямоугольников и выделенных точек [3].

При использовании метода прямоугольников после разбиения экрана на поля каждое из них заполняется произвольным текстом и отделяется от других по всему периметру по крайней мере одним пробелом. Через центр экрана мысленно проводятся оси, позволяющие оценить сбалансированность размещения полей.

Метод выделенных точек позволяет определить число и размещение областей экрана, к которым будет привлечено внимание пользователя (из-за повышенной яркости, цвета или мерцания символов). Для этого каждая область, требующая повышенного внимания, моделируется группой символов, отличных от пробелов.

Рассмотренные методы позволяют устранить грубые ошибки в форматировании экрана, однако лучший способ оценить его качество – дать возможность потенциальному пользователю поработать с системой.

Задача состоит в том, чтобы с помощью Web камеры и заданного программного обеспечения определить время, затрачиваемое ВП на считывание необходимой информации, при выполнении заданного режима полета безпилотного воздушного судна (БВС).

Метод решения задачи. Размещая необходимую информацию в разных местах экрана (по методу прямоугольников) и замеряя время, затрачиваемое ВП ($t_{ВП}$) на ее считывание, можно обьективно сравнить различные варианты размещения информации на экране тренажера.

Пусть неподвижная Web камера размещена перед ВП, как это показано на рис. 1.

Предварительный просмотр изображения, получаемого с выбранного устройства захвата, в данном случае ВК, производится по команде

>>preview(vid).

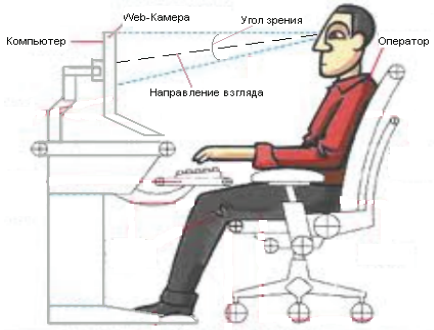


Рис. 1. Схема размещения ВП и Web камеры

Запуск устройства захвата изображения произ-водится по команде

>>start(vid).

После запуска этой команды фреймы (кадры) видеопотока с установленной частотой начинают записываться в выделен-ный буфер памяти.

Размер буфера памяти ПК и частота считывания фреймов определяются в свойствах объекта **vid** и могут быть изменены по команде **set.**

Остановка устройства захвата изображений производится командой

>>stop(AI)

При переполнении буфера памяти устройство захвата останавливается автоматически.

Загрузка изображения из буфера в рабочее пространство Matlab производится по команде

>>**V=getdata(vid,n);**

где n – число считываемых кадров.

После выполнения этой команды n первых фреймов записываются в переменную **V** и удаляются из буфера. Оставшиеся в буфере фреймы

сдвигаются на освободившееся место и могут быть загружены в рабочее пространство повторным выполнением команды

getdata.

Загруженный видеопоток имеет формат (*x, y, r, n*) где *x, y* – координаты пикселя изображения, *r* – цветовая координата (в соответствующей палитре), *n* – номер фрейма. Для выделения отдельного кадра нужно выполнить

>>A=V(: , : , : , n);

где *n* – указывает на номер выделяемого кадра.

Следует отметить, что ВП имеет возможность считывать информацию не только за счет перевода взгляда, но и за счет поворота головы (рис. 2 –рис. 5).

Алгоритм определения величины $t_{ВП}$ основан на покадровом анализе движения глаз и головы ВП [5]. Так как частота кадров ВК $V_{ВК}$ известна, то при переводе взгляда ВП на угол α (рис. 6), за *k* кадров, величина $t_{ВП}= k/V_{ВК}$. При этом угловая скорость перевода взгляда (поворота головы) $\omega_{ВП}= \alpha/ t_{ВП}$.

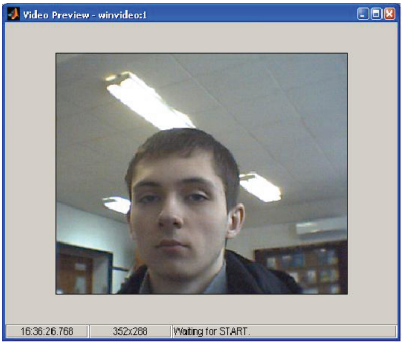


Рис. 2. Взгляд ВП направлен на левую границу экрана

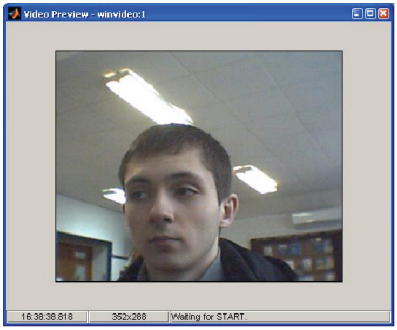


Рис. 3. Взгляд ВП переведен на правую границу экрана без поворота головы

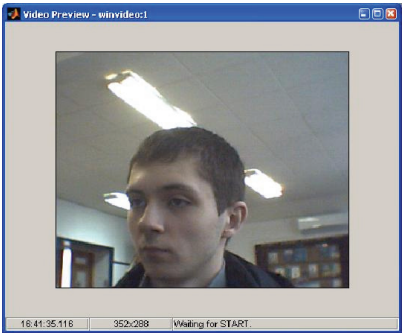


Рис. 4. Взгляд ВП направлен на правую границу экрана

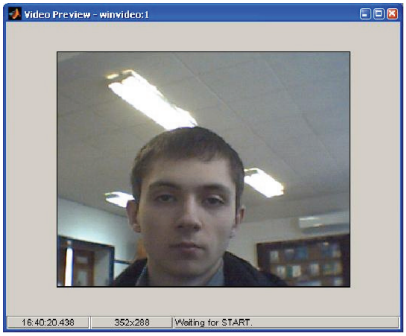


Рис. 5. Взгляд ВП переведен на левую границу за счет поворота головы

Как известно [5], размер изображения предмета S_p (проекции предмета) на матрице в ВК связан с реальным размером предмета S следующей формулой

$$S_p = \frac{S \cdot f}{r},$$

где f - фокусное расстояние ВК, а r - расстояние от предмета до обїектива ВК.

При известном значении f и величине $r = R \cdot \sin(\alpha / 2)$ можно вычислить количество пикселей в матрице ВК, которые показывают перемещение предмета относительно ВК (см. рис. 6). Очевидно, что для более точной фиксации перемещения предмета необходимо большее количество пикселей.

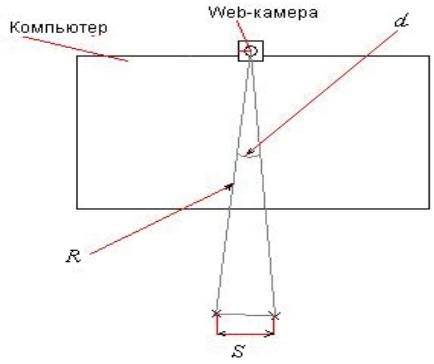


Рис. 6. Перемещение предмета (зрачка глаза ВП) относительно ВК

Выводы. В работе предложен метод анализа движений глаз ВП, основанный на фиксации их перемещений с помощью неподвижной Web камеры и программного обеспечения MatLab.

Данный метод может быть использован для оценки эффективности размещения информации для ВП на экране тренажера при выполнении им типового полетного задания.

Список літератури

1. Джеф Раскин. Интерфейс: Новые направления в проектировании компьютерных систем. – Пер. с англ. – СПб.: Символ-Плюс, 2003. – 277с.
2. Торрес Р.Дж. Практическое руководство по проектированию и разработке пользовательского интерфейса. – Пер. с англ. – М.; Вильямс, 2002. – 25 с.
3. Коутс Р., Влеймник И. Интерфейс "человек-компьютер" – М.: Мир, 1990. – 501 с.
4. Филин В.А. Автоматия саккад. М.: Изд-во Московского университета. 2002. – 324 с.
5. Тупіцин М.Ф. Графічне і геометричне моделювання та інтерактивні системи / М.Ф. Тупіцин, М.Г. Луцький // Навчальний посібник. – К.: НАУ, 2011. – 180 с.

УДК681.891

М. В. Кіндрачук, д-р техн. наук., проф.,
(Національний Авіаційний Університет, Україна, м. Київ)
В. Є. Панарін, д-р техн. наук., с.н.с.,
(Інститутметалофізикіім. Г.В. Курдюмова НАН України, м. Київ)
Є. В. Корбут, канд. техн. наук, доц.
(НаціональнийтехнічнийуніверситетУкраїни «КПІ», Україна, м. Київ)

ФОРМУВАННЯ МІЖФАЗНОЇ ВЗАЄМОДІЇ У КОМПОЗИЦІЙНИХ ПОКРИТТЯХ, ЗМІЦНЕНИХ ВУГЛЕЦЕВИМИ НАНОТРУБКАМИ

Застосування оцінок міжфазної взаємодії у масивних композиційних матеріалах з волокнистою формою зміцнювача при переході до наноструктурних композиційних систем. Доведено можливість створення дифузійного бар'єру на міжфазній межі, який дозволить свідомо регулювати взаємодію нанорозмірних компонентів композиції з вуглецевими нанотрубками.

У роботі було теоретично обґрунтовано можливість досягнення високих триботехнічних та різальних властивостей композиційних покриттів на основі металу, зміцненого вуглецевими нанотрубками (ВНТ). Для більш повної реалізації механізму композиційного зміцнення, при розробці композиційних матеріалів (КМ), дуже важливу роль відіграє міжфазна взаємодія (МВ) на межі розділу матриця - зміцнювач. Проілюструвати важливість МВ можна на відомому прикладі дюралю, де зміцнення алюмінієвої матриці відбувається за рахунок виділення при старінні зон Гіньє-Престону, які являють собою дископодібні включення міді товщиною один – три атомних шари та діаметром 90Å у алюмінієвій матриці. Дотримання заданого режиму старіння призводить до формування оптимальних розмірів зон Гіньє-Пристону, а їх кристалічна гратка стає когерентно пов'язаною з алюмінієм, що забезпечує ефективне гальмування руху дислокацій і досягнення, таким чином, високих міцнісних характеристик. Недотримання заданого режиму відпалу, наприклад, перестаріння, викликає порушення когерентності, накопичення невідповідностей на межі дотичності ґраток міді та алюмінію і, як наслідок, виникнення на міжфазній межі (ММ) мікротріщини, що призводить до зниження міцнісних характеристик сплаву.

Більшість КМ це термодинамічноне рівноважні системи, для яких характерним є наявність розвиненої сітки внутрішніх меж розділу фаз та градієнтів хімічних потенціалів матриці та армуючих елементів. Ці градієнти є рухомою силою процесів МВ, зокрема взаємної дифузії та хімічних реакцій. Обмежена взаємодія на ММ необхідна для оптимізації механічних властивостей КМ, але більш інтенсивна взаємодія, як правило, призводить до їх погіршення.

Для того, щоб КМ мав стабільні властивості, особливо при високих температурах, його компоненти повинні бути хімічно сумісними. Відповідно до класифікації, яку запропонував А. Меткалфпо видах міжфазної взаємодії матриці і зміцнюючих волокон усі КМ поділяються на 3 класи: 1) – волокна і матриця взаємно нерозчинні і не утворюють хімічних сполук; 2) – утворюють

тверді розчини і не утворюють хімічних сполук; 3) – взаємодіють з утворенням хімічних сполук. Це умовна класифікація, яка показує наскільки важливим є міжфазна взаємодія при створенні КМ.

Для КМ третього класу розрізняють три дільниці залежності міцності КМ від товщини реакційної зони $x_з$ (рис.1). На першій дільниці яскраво вираженої залежності міцності КМ від товщини зони не спостерігається. Тут товщина $x_з$ мала (в середньому 0,5-4мкм) і концентрація напружень в ній менше ніж концентрація напружень, що обумовлена дефектами самого зміцнювача. Критична товщина $'x_{кр}$ для першої зони визначається рівнянням:

$$'x_{кр} = \left[E_f/(10B\sigma_{Bf})\right]^2 r'$$

де: E_f – модуль Юнга зміцнюючого волокна; B – коефіцієнт, який залежить від розподілення напружень поблизу верхівки тріщини; r'- радіус кривизни у верхівці тріщини; σ_{Bf} – напруження між волокном та матрицею. При $x_з < 'x_{кр}$ тріщини в реакційній зоні не впливають на міцність волокна.

На другій дільниці міцність КМ зменшується із збільшенням товщини реакційної зони. Тут $x_з > 'x_{кр}$ і концентрація напружень в зоні вище, за концентрацію напружень від власних дефектів волокна. Середній розмір зони $x_з$ для різних КМ складає 0,5-10мкм. Існує друга критична товщина зони $"x_{кр}$, яка оцінюється за формулою:

$$"x_{кр} = \left[E_{пр}/(10\hat{A}\sigma_{пр})\right]^2 r"$$

де: $E_{пр}$, $\sigma_{пр}$ – модуль Юнга та межа міцності продуктів реакції.

В межах $"x_{кр} \geq x_з \geq 'x_{кр}$ міцність КМ знижується із збільшенням $x_з$.

Межова деформація ε_f до руйнування волокон в КМ пов'язана з $x_з$ рівнянням $\varepsilon_f = (1/10B)(r/x_з)^{1/2}$

Третя дільниця починається при значеннях $x_з > "x_{кр}$. Тут міцність волокна дорівнює міцності продуктів реакції і не залежить від товщини реакційної зони.

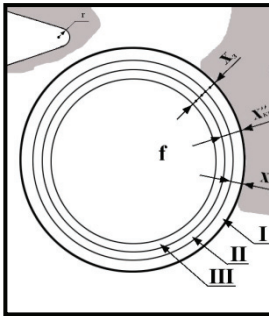


Рис.1 Схема виникнення реакційних зон (I, II, III), їх критичних товщин ($x_{кр}$) та радіусу у верхівки тріщини (r); m - матриця f – зміцнюючи волокно.

З наведених міркувань видно, що на сьогоднішній день розрахунки МВ у КМ виконуються лише для систем з мінімальними розмірами зміцнювача порядку десятих часток мікрона. Оцінки похибки таких розрахунків при переході до менших розмірів зміцнюючих волокон не існує. Можливо, це пов'язано з труднощами експериментального визначення МВ на системах з нанорозмірними складовими КМ, до яких, зокрема, належать ВНТ.

У КМ зв'язки між матрицею та волокнами можуть бути шести типів (рис.2). Механічний зв'язок (рис.2, а) здійснюється за рахунок суто механічного зчеплення через нерівності контактуючих поверхонь матриці *m* і волокна *f* або за рахунок сил тертя. КМ з таким типом зв'язку мають низьку міцність при поперечному розтягуванні. Цей тип зв'язку є характерним для КМ першого класу.

Зв’язок при змочуванні і взаємній розчинності (рис.2, б) реалізується завдяки силам поверхневого натяжіння. Зазвичай змочування супроводжується невеликою взаємною розчинністю компонентів. Цей тип зв’язку реалізується при просоченні волокон *f* розплавленою матрицею *m* при відсутності хімічної реакції. Він також є характерним для КМ першого класу.

Реакційний зв’язок (рис.2, в) виникає при протіканні хімічної реакції на межі розділу *f* та *m* з утворенням нових хімічних сполук $f_x m_y$. Цей тип зв’язків є характерним для КМ третього класу.

Обмінно-реакційний зв’язок (рис.2, г) є різновидом реакційного зв’язку, коли загальна хімічна реакція відбувається у декілька стадій, одна з яких контролює швидкість та повноту утворення зв’язку.

Оксидний зв’язок (рис.2, д) також можна розглядати як різновид реакційного зв’язку, який є характерним для металів *m* армованих волокнами з оксидів fO_x. Цей зв’язок реалізується за рахунок утворення або шпінелей на міжатомних межах, або продуктів реакції у вигляді оксидної плівки mO_x через яку здійснюється зв’язок.

Змішаний тип зв’язку виникає у КМ псевдо першого класу після руйнування оксидної плівки і початку хімічної або дифузійної взаємодії. Він реалізується, наприклад, при частковому переході систем псевдо першого класу у системи першого і третього класу.

Особливістю композиційних покриттів метал – ВНТ є мала товщина одностіннихнанотрубок, це один атомний шар. Організувати контрольовану хімічну взаємодію (3 клас) на ММ практично неможливо тому, що один атомний шар вуглецевої нанотрубки швидко прореагує з утворенням карбіду. Ефект від зміцнення ВНТ пропаде.

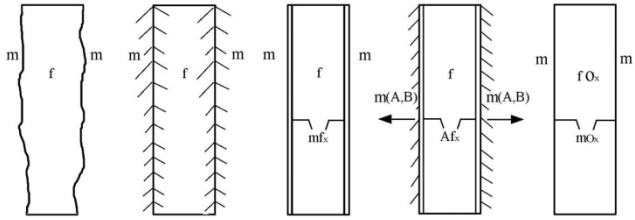
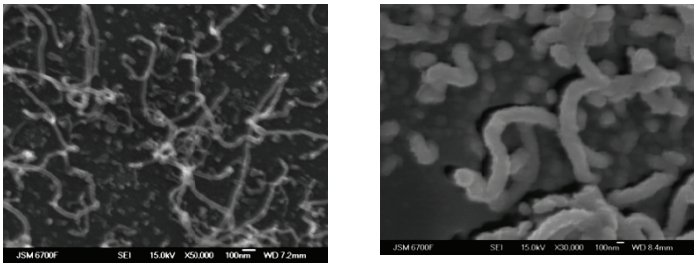


Рис.2. Схема основних типів зв’язку: а) - механічний; б) - змочування та розчинення; в) - реакційний; г) - обмінно-реакційний; д) - оксидний.

Вирішення проблеми оптимальної МВ в композиційних покриттях метал – ВНТ можна шукати на шляху утворення дифузійного бар’єру між ВНТ та карбідоутворюючою металевою матрицею. Такий бар’єр можна створити з металів, які хімічно не взаємодіють з вуглецем і не розчиняються в ньому. Одним з таких металів є мідь. Відсутність хімічної взаємодії міді з вуглецем підпадає під формування механізму першого класу (рис.2, а) - суто механічне зчеплення. Цей механізм характеризується мінімальною величиною сили когезії, але якщо мідь нанести тонким шаром рівномірно вкривши всю поверхню ВНТ тоді ефективність МВ буде визначатися рівномірністю і

щільністю заповнення простору між ВНТ металом матриці та його властивостями.

У нашій роботі ВНТ було вирощено на підкладці з нітриду титану TiN (рис.3) із застосуванням методуCVD (ChemicalVapourDeposition) на установці іонно-плазмового напилення типу «Булат». Розташування ВНТ у просторі довільне, що передбачає відсутність анізотропії властивостей по товщині або вздовж поверхні композиційного покриття, що буде сформовано в подальшому.



а б

Рис.3. Розташування ВНТ у просторі на підкладці з TiN. а – вихідний стан; б – напилення міддю.

Мідь наносили тонким шаром на поверхні ВНТ в тій самій установці.

Із порівняння наведених зображень з однаковим збільшенням видно, що товщина вихідних ВНТ (3, а) після плакуванням міддю зросла приблизно у 3-4 рази (3, б) і становить 150-200мкм. При цьому форма ВНТ лишилася незмінною, що вказує на відсутність хімічної взаємодії між ними та міддю. Товщину шару міді можна регулювати в широкому діапазоні, змінюючи параметри плакування.

Вибір металу для подальшого заповнення простору між плакованими ВНТ залежить від задачі, яку необхідно вирішувати. Наприклад, для надання високих триботехнічних характеристик в якості матриці доцільно обирати метали з високою зносостійкістю, твердістю, модулем Юнга. Якщо створювати композиційне покриття з високими різальними властивостями, треба обирати метали з високим модулем пружності, високою температурою плавлення, високою жароміцністю, або сплави на їх основі.

Висновки. Для створення композиційних покриттів метал – ВНТ обґрунтовано та практично підтверджено можливість плакування ВНТ металом, який не вступає в хімічну взаємодію з ними і дозволяє керувати в подальшому міжфазною взаємодією матриця – зміцнювач шляхом створення дифузійного бар'єру.

Якщо в якості плакуючого металу обрати мідь, форма ВНТ після плакування не змінюється і лишається можливість регулювання товщини плакуючого шару параметрами нанесення.

УДК: 629.735.33.02.003: 533.661.2

В.П. Харченко, д.т.н., проф., О.О. Нахаба, н.с.
(Національний авіаційний університет, Україна, м. Київ)

РОЗРОБКА ТА ЛЬОТНІ ВИПРОБОВУВАННЯ ШОСТИГВИНТОВОГО БЕЗПІЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ «НАУ ПК-04» ("ОРЛЁНОК")

Розглядається проблема гелікоптерної малої авіації в умовах сучасного мегалополісу та наведені результати розробки та льотних випробувань шостигвинтового безпілотного літального апарату «НАУ ПК-04» («Орлёнок»).

Останні 30 років відмічається різке збільшення кількості автотранспорту у містах України. При цьому дорожня інфраструктура та ширина більшості українських доріг практично не змінилися. Це призвело до значного перевантаження доріг автомобільними транспортними засобами, збільшення кількості дорожніх заторів і як слідство – до значного зниження пропускної здатності доріг та середньої швидкості руху міського автотранспорту (у середньому до 25–30 км/год у м. Києві та крупних обласних центрах України).

У свою чергу екстрені муніципальні служби (пожежна служба, міліція, швидка медична допомога, невідкладна реанімаційна допомога, служба газу, служба водоканалу) для ефективного і навіть нормального режиму своєї роботи потребують переміщення на швидкості 100 км/годину і більше, що в умовах сучасної дорожньої інфраструктури крупних міст України – абсолютно неможливо, навіть із використанням спеціальної сигнальної техніки (сирен та спеціальних світлових сигналів проблискових маячків).

Обмежена пропускна здатність більшості українських доріг та низька швидкість руху автотранспорту негативно впливають на швидкість економічного розвитку Регіонів України, обмежують можливості для виробничої та підприємницької діяльності і як слідство – знижують швидкість росту ВВП, знижують доходність регіональних бюджетів та сумарні відрахування у Національний бюджет України.

Якщо проаналізувати усі можливі види транспорту, то можна умовно їх поділити на 3 основних групи:

1) транспорт із однією ступеню свободи переміщення у просторі (одновимірне переміщення по ломаній лінії) – автомобільний та залізничний транспорт.

2) транспорт із двома ступенями свободи переміщення у просторі (двухвимірне переміщення у просторі у межах однієї площини) – річний, морський, океанічний транспорт, снігоходи, транспорт на повітряних подушках, екраноплани.

3) транспорт із трьома ступенями свободи переміщення у просторі (трьохвимірне переміщення у просторі) – підводний транспорт (підводні човни), авіаційний транспорт (літаки, гелікоптери), космічний транспорт (ракети, космічні кораблі, штучні супутники Землі, космічні станції).

Із усіх вище приведених видів транспорту нашим цілям та задачам найбільш відповідає авіаційний транспорт, бо по-перше він має максимально можливу ступінь свободи переміщення у трьох вимірах, з іншого боку має

можливість переміщення із пункта А у пункт Б по прямій лінії на швидкості 500 – 2000 км/годину, що майже у 100 разів перевищує середню швидкість міського автотранспорту та могло би дозволити найбільш ефективно вирішувати транспортні задачі вище приведених екстрених муніципальних служб із мінімальними втратами часу.

Але нажаль умови міських кварталів не дозволяють використовувати більшість сучасних видів авіаційного транспорту, бо для літаків та гелікоптерів необхідні злітно-посадочні смуги та гелікоптерні майданчики, котрими більшість українських міських кварталів не устатковані [1, 2, 3].

У зв'язку із цим виникла реальна необхідність розробки принципово нового покоління авіаційного транспорту, котрий здатен літати у межах міста із можливостями гелікоптера зі швидкістю 0 – 500 км/годину, але котрий на відміну від своїх попередників буде мати у десятки разів більш точне маневрування (до сантиметрової точності по широті, довготі та висоті), здатність до абсолютно стабільного та нерухомого зависання на малих висотах, здатністю до максимально плавного вертикального зльоту та посадки безпосередньо з доріг, тротуарів, та звичайних автомобільних паркувальних майданчиків, котрими устатковані сучасні міста України у достатній кількості. Для цього горизонтальні розміри такого транспорту не повинні перевищувати 2-3 метри та гвинти повинні бути закритими (безпечно захованими) під корпусом даного літального апарату.

Для вирішення поставленої задачі, у ході міждисциплінарного та міжвідомчого співробітництва двох наукових установ, а саме - Національного Авіаційного Університету та ДУ «Інститут нейрохірургії ім.А.П.Ромоданова НАМН України» був розроблений експериментальний прототип багатоцільового надзвукового авіаційного транспорту форми двояковипуклої лінзи із можливістю плавного вертикального зльоту-посадки та високоточного маневрування для громадянських потреб у масштабі 1: 100 під назвою «НАУ ПК-04» (назва для внутрішнього службового користування), друга назва «Орлёнок» (для зовнішнього громадянського користування). По даному винаходу подані заявки на отримання патентів України на корисну модель.

Кабіна і крила даного літального апарату з'єднані у єдиний корпус (єдину аеродинамічну систему) форми двояковипуклої лінзи, таким чином, що крило параболічної форми з усіх боків окаймляє кабіну даного літального апарату. На даному апараті встановлено 6 гвинтів вертикального зльоту-посадки із широкими лопастями 11х4,7 дюймів, кут атаки котрих найбільший у центральних частинах лопастей та поступово знижується і найменший на їх периферії (що забезпечує рівну підйомну силу та рівний супротив повітряним потокам по всій довжині лопасті). Дані гвинти приводяться у рух електродвигунами. Дані двигуни розраховані на велику тягу (достатню для компенсації сили земного тяжіння, $Fтяги_{max}>m$ повністю завантаженого літального апарату помножену на 1g) та на малу швидкість (6 м/сек, або 21,6 км/год) і забезпечують плавний вертикальний зліт, зависання транспортного засобу у повітрі, його високоточне маневрування, повільний горизонтальний

політ у любому напрямі зі швидкістю до 21 км/год, гальмування у повітрі та плавну посадку. Для роботи шости електродвигунів потужністю 250 Вт кожний, використовують літій-полімерні акумуляторні батареї електроємності до 20 Ah. Даний транспортний засіб оснащений сучасним бортовим компьютером (польотним контролером). Є можливість дистанційного керування транспортним засобом у безпілотному режимі за допомогою кодованих радіо-сигналів на кількох радіо-діапазонах. Для ювелірно точного керування із сантиметровою точністю на даному літальному апараті встановлені трьохосний гіроскоп, трьохосний акселерометр, барометричний альтиметр, ультразвукові датчики, оптичний датчик, трьохосний магнетометр та двочастотний приймач GPS із можливістю роботи в RTK режимі. Даний транспортний засіб успішно апробований у ході неодноразових льотних випробовувань, запатентований в Україні і готується до подальшого виробництва і використання для громадянських потреб України.

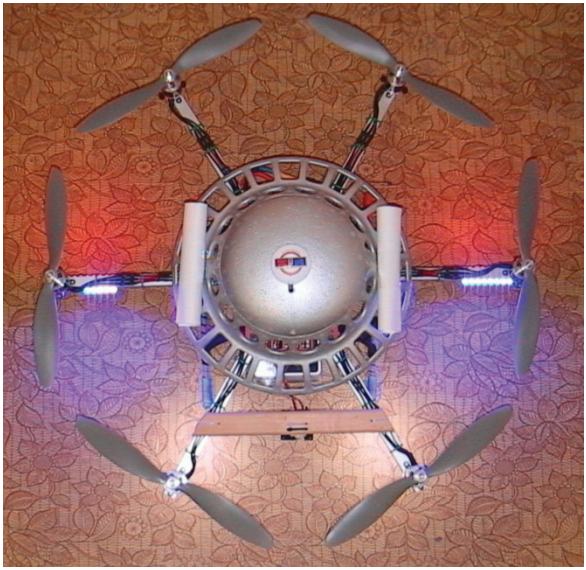


Рис.1. Безпілотний літальний апарат «НАУ ПК-04» («Орлёнок»).

Даний транспортний засіб має такі переваги:

- має можливість більш плавного вертикального зльоту та посадки безпосередньо з тротуарів, доріг та звичайних автомобільних паркувальних майданчиків, та не потребує спеціальних гелікоптерних майданчиків, аеродромів та вертодромів;
- має можливість абсолютно стабільного і нерухомого зависання та ювелірно точного маневрування на малих висотах, що дозволяє безпечно

використовувати даний транспортний засіб в умовах звичайних українських міських кварталів та проводити його заправку електроенергією зі звичайних автозаправочних станцій.

- має можливість рухатись по заданому курсу незалежно від орієнтації «носу» платформи та можливість екстреного повітряного гальмування при русі на максимальній швидкості у любому напрямі та зміни напрямку руху на 180º за 1-2 секунди.

- можливість повністю забезпечити потреби екстрених муніципальних служб як у швидкості так і у маневреності (при умові будування повномаштабної версії).

- можливість доставляти хворих та постраждалих з любого населеного пункту України у спеціалізовані лікувальні заклади м.Києва менш ніж за 30 хвилин, у межах однієї області – менш ніж за 10 хвилин (для повномасштабної версії апарату).

- можливість для міліції прибувати на місце злочину через 1-2 хвилини з моменту виклику (для повномасштабної версії апарату).

- можливість проведення любих висотних рятувальних робіт: гасіння пожеж та евакуація постраждалих з верхніх поверхів хмарочосів та інших висотних будинків (для повномасштабної версії апарату).

Висновки

В результаті проведених досліджень та льотних випробовувань доказана можливість створення високоефективних багатодвигуневих (полікоптерних) безпілотних авіаційних систем із якісно новими властивостями, та по рівнянню із класичними гелікоптерами у десятки разів більш кращими льотно-технічними характеристиками, а саме точністю зависання, точністю маневрування на любих висотах, абсолютною маневреністю по крену, тангажу та рисканню, можливістю рухатись по заданому курсу незалежно від орієнтації "носу" платформи, можливістю екстреного повітряного гальмування при русі на максимальній швидкості у любому напрямі та зміни напрямку руху на 180º за 1-2 секунди.

Список літератури

1. Миль М.Л., Некрасов А.В., Браверман А.С. и др. Вертолеты: расчет и проектирование. / Том 2. Колебания и динамическая прочность. М: Машиностроение, 1967. – 424 с.

2. Пейн П.Р. Аэродинамика и динамика вертолета. / Гос.изд. ОБОРОНГИЗ, 1963 – 491 с..

3. Александров В.Л. Воздушные винты. / Издательство: Государственное издательство оборонной промышленности, 1951 – 447 с.

УДК: 629.735.33.02.003: 533.661.2

Д.О. Бугайко, к.е.н., п.н.с., О.О. Нахаба, н.с.
(Національний авіаційний університет, Україна, м. Київ)

ВИКОРИСТАННЯ ТЕХНОЛОГІЇ ЗАХОВАНОГО ГВИНТА ДЛЯ ПІДВИЩЕННЯ БЕЗПЕКИ РУХУ ГЕЛІКОПТЕРІВ В УМОВАХ ГУСТОНАСЕЛЕНИХ МІСЬКИХ КВАРТАЛІВ СУЧАСНИХ МЕГАЛОПОЛІСІВ УКРАЇНИ

Розглядається проблема безпеки гелікоптерної малої авіації в умовах сучасного мегалополісу та наведені результати розробки нової технології захованого гвинта, апробованої у ході льотних випробовувань чотрьохгвинтового та шостигвинтового безпілотних літальних апаратів.

Сучасні дорожні умови мегалополісів України (перевантаженість доріг автотранспортом, дорожні затори) диктують екстреним муніципальним службам необхідність використання авіаційних транспортних засобів із можливістю вертикального зльоту-посадки та високоточного маневрування на малих висотах.

Таким вимогам відповідають сучасні гелікоптери та полікоптери, але нажаль вони не досить безпечні для використання в умовах густонаселених міських кварталів із-за наявності відкритих незахищених гвинтів [1-11].

В рамках науково-дослідної роботи нами був запропонований спосіб збільшення безпечності використання гелікоптерного транспорту за рахунок використання технології "захованого гелікоптерного гвинта". Згідно даної технології запропоновано використовувати спеціальний захисний кожух, що зі всіх боків окаймляє несучий гвинт, зверху і знизу використовують захисні решітки, що з одного боку не заважають проходженню повітряного потоку, з іншого боку захищають гвинт зверху та знизу від будь-якого зіткнення з іншими об'єктами, що робить гелікоптерний гвинт значно більш безпечним та пригодним для використання в умовах густонаселених міських кварталів сучасного мегалополісу.

Кабіна і крила даного літального апарату з'єднані у єдиний корпус (єдину аеродинамічну систему) форми двояковипуклої лінзи, таким чином, що крило параболічної форми з усіх боків окаймляє кабіну даного літального апарату. На даному апараті встановлено 6 гвинтів вертикального зльоту-посадки із широкими лопастями 11 х 4,7 дюймів, кут атаки котрих найбільший у центральних частинах лопастей та поступово знижується і найменший на їх периферії (що забезпечує рівну підйомну силу та рівний супротив повітряним потокам по всій довжині лопасті). Дані гвинти приводяться у рух електродвигунами. Дані двигуни розраховані на велику тягу (достатню для компенсації сили земного тяжіння, $F_{тяги_{max}} > m$ повністю завантаженого літального апарату помножену на 1g) та на малу швидкість (6 м/сек, або 21,6 км/год) і забезпечують плавний вертикальний зліт, зависання транспортного засобу у повітрі, його високоточне маневрування, повільний горизонтальний

політ у любому напрямі зі швидкістю до 21 км/год, гальмування у повітрі та плавну посадку. Для роботи шости електродвигунів потужністю 250 Вт кожний, використовують літій-полімерні акумуляторні батареї електроємності до 20 Ah. Даний транспортний засіб оснащений сучасним бортовим компьютером (польотним контролером). Є можливість дистанційного керування транспортним засобом у безпілотному режимі за допомогою кодованих радіо-сигналів на кількох радіо-діапазонах. Для ювелірно точного керування із сантиметровою точністю на даному літальному апараті встановлені трьохосний гіроскоп, трьохосний акселерометр, барометричний альтиметр, ультразвукові датчики, оптичний датчик, трьохосний магнетометр та двочастотний приймач GPS із можливістю роботи в RTK режимі. Даний транспортний засіб успішно апробований у ході неодноразових льотних випробовувань, запатентований в Україні і готується до подальшого виробництва і використання для громадянських потреб України.

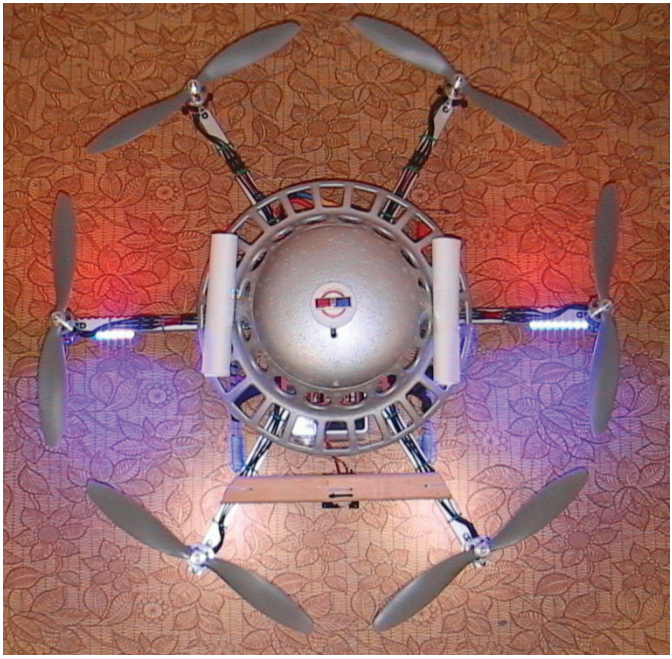


Рис.1. Безпілотний літальний апарат «НАУ ПК-04» («Орлёнок») вигляд зверху.

Рис.2. Безпілотний літальний апарат «НАУ ПК-04» («Орлёнок») вигляд знизу.

Дана технологія вдало апробована на гелікоптерних та полікоптерних моделях (а саме на моделі чотрьохгвинтового та шостигвинтового безпілотних літальних апаратів) в рамках науково-дослідних робіт Національного Авіаційного Університету та у ході льотних випробовувань і має такі переваги:

- дає можливість захисту пішоходів від потенційного зіткнення із лопастями гвинта, що робить його абсолютно безпечним для використання в умовах густонаселених міських кварталів сучасних мегалополісів;
- дає можливість значно збільшити живучість гелікоптерного гвинта та залежного від нього літального апарату, за рахунок його захисту від зіткнення із потенційними перешкодами на шляху (стінами будинків, деревами, кущами, низько літаючими зграями птахів та інш.), що також підвищує безпечність руху гелікоптерного транспорту (як для його пасажирів так і для пішоходів, водіїв автотранспорту та їх майна);
- дає можливість більш плавного вертикального зльоту та посадки безпосередньо з тротуарів, доріг та звичайних автомобільних паркувальних майданчиків, та не потребує спеціальних гелікоптерних майданчиків, аеродромів та вертодромів;

- дає можливість абсолютно стабільного і нерухомого зависання та ювелірно точного маневрування на малих висотах, що дозволяє безпечно використовувати даний транспортний засіб в умовах звичайних українських міських кварталів та проводити його заправку електроенергією зі звичайних автозаправочних станцій.

Висновки

В результаті проведених досліджень та льотних випробовувань доказана можливість створення високоефективних та цілком безпечних для умов густонаселених міських кварталів багатодвигуневих (полікоптерних) безпілотних авіаційних систем із якісно новими властивостями, більшою точністю зависання, більшою точністю маневрування на любих висотах, абсолютною маневреністю по крену, тангажу та рисканню, можливістю рухатись по заданому курсу незалежно від орієнтації «носу» платформи.

Список літератури

1. Вертолеты, расчет и проектирование. Том 2. Колебания и динамическая прочность Миль М.Л., Некрасов А.В., Браверман А.С. и др. М: Машиностроение, 1967. С.424.

2. Аэродинамика и динамика вертолета. Пейн П.Р. Гос.изд. ОБОРОНГИЗ,1963 С.491.

3. Практическая аэродинамика вертолета Ми-6. Яцунович М.С. Издательство: Транспорт, 1969 С. 208.

4. Базов Дмитрий Иванович. Аэродинамика вертолетов.Изд.: Транспорт, 1969 С. 150.

5. Джонсон У. Теория вертолета. Издательство: Мир, 1983 С.337.

6. Вихревая теория гребного винта. Жуковский Н.Е. Издат.: ГИТТЛ, 1950 С. 245.

7. Вертолеты. Расчет интегральных аэродинамических характеристик и летно-технических данных. Вильдгрубе Л.С. Издательство: Машиностроение, 1977 С. 151.

8. Газотурбинные двигатели для вертолетов. Масленников М.М., Бехли Ю.Г., Шальман Ю.И. Издательство: Машиностроение, 1969 Язык: Русский С. 202.

9. Динамика вертолета. Предельные режимы полета. Браверман А.С., Вайнтруб А.П. Издательство: М.: Машиностроение, 1988. С. 280.

10. Компрессорная система реактивного привода несущего винта вертолета. Бехли Ю.Г. Издательство: Оборонгиз, 1960 С. 101.

11. Воздушные винты. Александров В.Л. Издательство: Государственное издательство оборонной промышленности, 1951 С. 447.

УДК 358.4

О.Є. Мавренков, кандидат технічних наук (Державний науково-дослідний інститут авіації, Національний авіаційний університет)

ДО ПИТАННЯ ВИБОРУ РАЦІОНАЛЬНИХ ШЛЯХІВ ОСНАЩЕННЯ ЗБРОЙНИХ СИЛ УКРАЇНИ БЕЗПІЛОТНИМИ АВІАЦІЙНИМИ КОМПЛЕКСАМИ

Пропонується методологічний підхід до оцінювання можливих шляхів оснащення Збройних Сил України безпілотними авіаційними комплексами та вибору з цих шляхів раціонального на основі методів багатокритеріальної оптимізації

Бурхливий розвиток безпілотної авіації є характерною ознакою сьогодення. Сучасні безпілотні авіаційні комплекси (БпАК) характеризуються різноманіттям типів та конструкцій, а сфера їх застосування має стійку тенденцію до розширення. При цьому, ретроспективний аналіз розвитку безпілотної авіації показує, що носіями передових технологій у цій галузі, у першу чергу, виступають БпАК військового призначення.

Наявність чисельного парку безпілотних літальних апаратів (БпЛА) різного типу / класу (від тактичних поля бою до стратегічних розвідувальних та ударно-розвідувальних) є невід'ємною ознакою армії сучасного типу, що здатна вести бойові дії у єдиному інформаційно-бойовому просторі, коли засоби виявлення цілей, засоби їх ураження та система управління бойовими діями складають єдиний комплекс, який функціонує у реальному масштабі часу.

Загальносвітові тенденції щодо збільшення частки безпілотників серед літальних апаратів (ЛА) військового призначення не оминули й Україну. Оснащення частин і підрозділів безпілотними авіаційними комплексами визначено військовим відомством України пріоритетним напрямком розвитку озброєння та військової техніки Збройних Сил (ЗС). Одним з основних етапів цього процесу є вибір шляхів, якими доцільно здійснювати оснащення ЗС України БпАК.

У загальному випадку можна розглядати такі шляхи (програмні заходи) з оснащення ЗС України безпілотними комплексами: розроблення БпАК власними силами та організація їх серійного виробництва на підприємствах оборонно-промислового комплексу (ОПК) України; організація спільного з іноземними партнерами розроблення та виробництва БпАК на підприємствах ОПК України (кооперація); ліцензійне виробництво (збирання) БпАК на підприємствах ОПК України; закупівля БпАК іноземного виробництва (імпорт); оренда (лізинг) БпАК у іноземного партнера.

Вибір з цих програмних заходів (ПЗ) раціонального є актуальною науково-прикладною проблемою, яка на сьогодні вирішується переважно евристичними методами, що, як свідчить практика, не виключає прийняття помилкових рішень. Очікується, що створення формалізованої процедури у системі підтримки прийняття рішень щодо вибору раціональних ПЗ з

оснащення ЗС БпАК, заснованої на сучасних математичних методах теорії прийняття рішень, дозволить уникнути недоліків, притаманних евристичним методам, та сприятиме ефективному використанню бюджетних коштів.

При цьому, вербальна постановка задачі дослідження може бути сформульована таким чином: визначити раціональний ПЗ з оснащення ЗС певним типом / класом БпАК, виходячи з показників реалізованості ПЗ, вартості реалізації ПЗ та часу, необхідного на його реалізацію.

Тут, під раціональним ПЗ будемо розуміти оптимальний (або компромісний з області парето-оптимальних) захід за прийнятих критеріальних умов. Під реалізованістю ПЗ будемо розуміти ступінь успішної реалізації заходу в умовах можливих ризиків, притаманних цьому ПЗ.

Таким чином, задача дослідження зводиться до побудови у тривимірному критеріальному просторі "реалізованість – вартість – час" області можливих (допустимих) ПЗ з оснащення ЗС *i*-им типом БпАК, вибору з цих заходів парето-оптимальних та визначення раціонального (компромісного) ПЗ з області парето-оптимальних.

Побудова області можливих (допустимих) ПЗ з оснащення ЗС певним типом БпАК передбачає розрахунок вектора показників для кожного *j*-го ПЗ

$$\nu_j \{R_j; c_j; \tau_j\}, \qquad (1)$$

де ν_j – *j*-ий ПЗ з оснащення ЗС певним типом БпАК; R_j – показник реалізованості *j*-го ПЗ; c_j – вартість реалізації *j*-го ПЗ; τ_j – час, потрібний на реалізацію *j*-го ПЗ.

ПЗ ν'_j вважається домінуючим над ν_j за вектором показників, якщо виконуються такі умови: $R_j(\nu'_j) \geq R_j(\nu_j)$; $c_j(\nu'_j) \leq c_j(\nu_j)$; $\tau_j(\nu'_j) \leq \tau_j(\nu_j)$. При цьому хоч би одна нерівність повинна бути суворою.

Два ПЗ ν'_j та ν_j вважаються не домінуючими (непорівнянними між собою), якщо для цільових показників їх векторів виконуються нерівності однакового знаку (≤ або ≥). Множина непорівнянних ПЗ складають парето-оптимальну область рішень в задачі багатокритеріального вибору.

Вибір раціонального (компромісного) ПЗ з області парето-оптимальних може бути здійснено за допомогою відомих методів теорії оптимізації, зокрема, через введення додаткових критеріальних обмежень, наприклад, мінімум питомих витрат на досягнення величини реалізованості *j*-го ПЗ

$$\widetilde{c}_j = \frac{c_j}{R_j} \to \min, \qquad (2)$$

або мінімуму відстані до "точки ідеалу" в критеріальному просторі [1].

При цьому, кількісне оцінювання показника реалізованості ПЗ пропонується здійснювати через визначення імовірності настання

визначальних ризиків реалізації відповідних ПЗ за допомогою методологічного апарату теорії ризиків за методикою, представленою в [2].

Загальну блок-схему алгоритму вирішення задачі визначення раціонального ПЗ з оснащення ЗС БпАК представлено на рисунку 1.

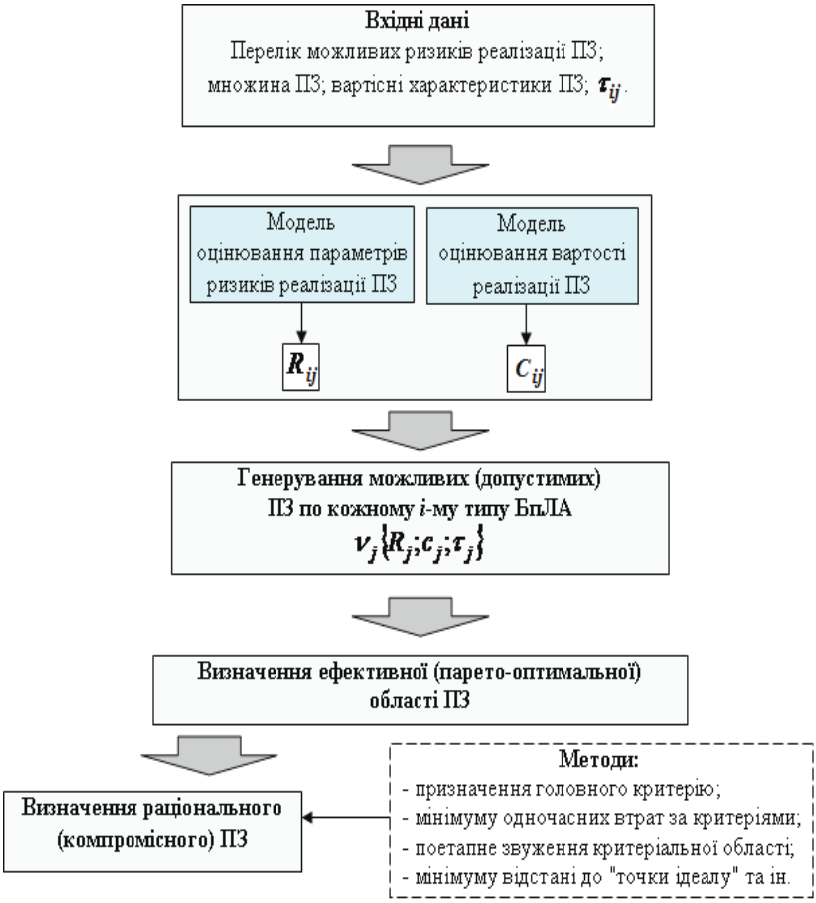


Рисунок 1.

На основі представленого підходу до визначення раціональних ПЗ з оснащення ЗС БпАК розроблено формалізований алгоритм, програмна реалізація якого виконана у середовищі пакету прикладних програм "ОПТИМУС" ("Ідентифікація, моделювання, оптимізація складних багатокритеріальних систем") на мові програмування Сі [3].

На рисунку 2 (а,б,в) відображено ілюстративну графічну інтерпретацію послідовності визначення парето-оптимальної області ПЗ у критеріальному просторі "реалізованість - вартість" та вибору з цієї області раціонального (компромісного) ПЗ для певного типу / класу БпАК по методу мінімуму питомих витрат на досягнення величини реалізованості *j*-го ПЗ.

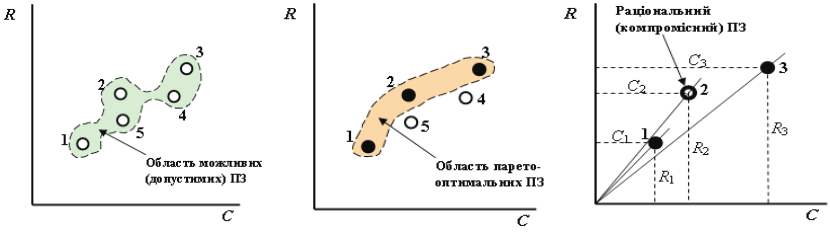


Рисунок 2.

Таким чином, представлений підхід може бути покладений у основу програмно-алгоритмічного апарату системи підтримки прийняття рішень щодо вибору раціональних шляхів з оснащення ЗС різними типами / класами БпАК, що дозволить особі, яка приймає рішення, об'єктивно порівнювати можливі варіанти рішень та вибирати з них кращі (раціональні) через квантифікацію даних.

Список літератури

1. Большие технические системы: проектирование и управление: (Монография) / Л.М. Артюшин, Ю.К. Зиатдинов, И.А. Попов, А.В. Харченко; Киевский ин-т Воен.-Возд. Сил. – Харьков: Изд-во "Факт", 1997.– 400 с.

2. Мавренков О.Є., Улізько В.І. До питання оцінювання реалізованості програмних заходів з технічного оснащення авіації Збройних Сил України // Зб. наук. праць. – К.: ДНДІА, 2012. – Вип. 15. – С.135-140.

3. Сегал В.В. Анализ и синтез сложных систем. – К.: ЦЭМИ "Тридента", 1994. – 369 с.

УДК 629.7.01

О.М. Дашивець, О.М. Масько (Державне підприємство дослідно-конструкторське бюро авіації загального призначення, Україна, м. Київ)
В.В. Сухов (НТУУ «КПІ» Україна, м. Київ.)

БАГАТОФУНКЦІОНАЛЬНИЙ ДВОМОТОРНИЙ БЕЗПІЛОТНИЙ ЛІТАЛЬНИЙ АПАРАТ ЦИВІЛЬНОГО ПРИЗНАЧЕННЯ

В роботі розглянуто питання розробки безпілотного літального апарату цивільного призначення, запропоновано методику формування загально обрису та визначення характеристик. Наведено приклад використання методики.

Вступ. Безпілотні літальні апарати (БпЛА) та відповідні безпілотні комплекси (БпЛА) створені на їхній основі широко використовуються в цивільній та військовій сферах. Область використання цивільних БпЛА досить широка – починаючі від простої фото-відео зйомки без стабілізації зображення до патрулювання протяжних комунікація з точним визначенням географічних координат та передачею інформації про об'єкт спостереження в реальному масштабі часу. Використання БпАК в цивільному повітряному просторі обмежене дотриманням всіх вимог правил польотів, які ставляться і до пілотованої техніки. На сьогодні ведуться інтенсивні роботи по відпрацюванню нормативно-правової бази використання цивільних БпЛА [1-2], проводяться перші дослідні експлуатації.

Сьогодні в світі нараховується більше 300 моделей БпАК [1-2] в різній стадії розробки. Досвід застосування БпАК показав, що найбільш доцільним є використання комплексі класу «міні» які характеризуються параметрами: злітна маса 5…150 кг, діапазон швидкостей 70…120 км/год, час польоту більше 2-х годин. В роботі [3] викладено підхід по формуванню обрису БпАК цивільного призначення на основі літака нетрадиційної аеродинамічної схеми.

Аналіз останніх українських та іноземних розробок свідчить, що питання створення високонадійної повітряної платформи, яка б в повній мірі відповідала нормам та правилам використання БпЛА в цивільному повітряному просторі при польоті над населеними районами є актуальним і на сьогодні в не вирішеним.

Постановка задачі дослідження. Розробити концепцію БпЛА цивільного призначення з двомоторною силовою установкою на основі методів багатокритеріальної оптимізації та сучасних CAD/CAE систем.

Основний матеріал. Перспективний БпАК цивільного призначення повинен мати високий техніко-економічний рівень, тому для їх реалізації повинні бути застосовані такі технічні рішення та схеми, які забезпечать максимальну ефективність та безпеку використання.

БпАК складається: БплА, пункт управління та контролю, система запуску та посадки, система технічного обслуговування та транспортування рис. 1. Базовою одиницею є повітряна платформа з комплектом цільового навантаження.

В ході дослідження нами сформульовано основні вимоги до цивільних БпЛА класу «міні»:

- Надійність та безпечність польоту БпЛА в заданих метеорологічних умовах.
- Мінімальна вартість льотної години.
- Можливість експлуатації при обмежених злітно-посадочних ділянках.
- Експлуатація над населеними районами.

Рис.1. Загальна структура БпАК цивільного призначення

Реалізація поставлених вимог можлива тільки при системному підході до проектування [4]. На основі системної методології за декілька ітерація формується загальний обрис БпЛА, проводиться багатокритеріальна оптимізація літального апарату в цілому та оптимізація окремих його елементів на основі часткових критеріям якості. В загальному випадку процедуру формування можна представити у виді рис.2 .

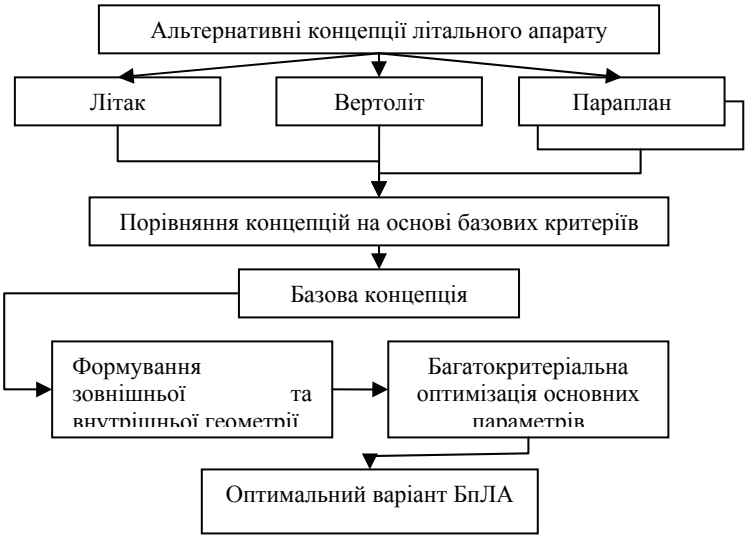


Рис.2. Схема формування оптимального варіанту БпЛА.

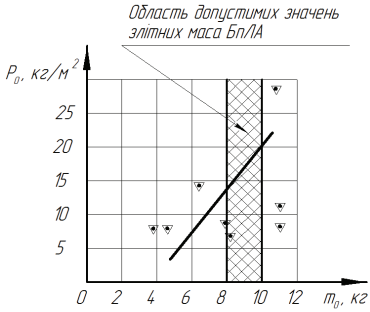
Дана методик апробована при створені зразка двомоторного БпЛА, що входить до БпАК цивільного призначення з характеристиками табл..1.

Таблиця 1

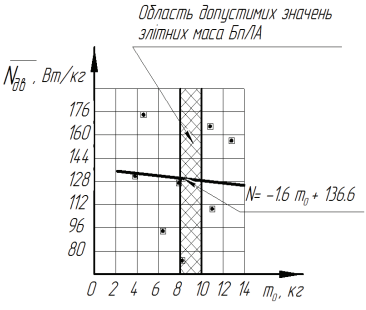
Проектні параметри БпЛА

Параметр	Значення
Максимальна злітна маса БпЛА, кг	9
Маса корисного навантаження, кг	2,5
Діапазон швидкостей, км/год	65…120
Час польоту, год.	4

На етапі попереднього проектування для розрахунку базових параметрів застосовано аналітичний метод, що базується на теоретичних та статистичних залежностях [5], тобто вивід базового формульного виразу дає відповідна теорія, а статистична інформація дозволяє уточнити значення коефіцієнтів, що входять до виразу. Це дає можливість визначити параметри: питоме навантаження на крило p_0 (кг/м2), енергоозброєність $\overline{N}$ (Вт/кг.). Область існування цих параметрів з одного боку визначена на основі аналізу статистичних даних по схожих ЛА, а з іншого – на снові аналітичних залежностей, що описують взаємозв'язок навантаження на крило та енергоозброєності від умов зльоту та посадки, злітно-посадочної механізації, злітної маси, потужності силової установки. Геометрична інтерпретація сказано представлена на рис.3.



Область допустимого навантаження на крило

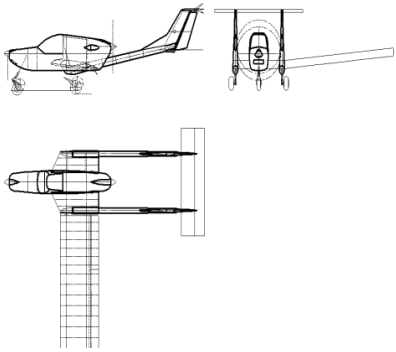


Область допустимого відносного навантаження на силову установку

Рис.3. Базові проектні параметри БпЛА

У відповідності до визначених діапазонів значень проектних параметрів було сформовано граничні значення базових геометричних характеристик БпЛА, які використані при створення загальної компоновки та тривимірного прототипу рис.4. Базова майстер геометрія БпЛа розроблена в системі автоматизованого проектування CATIA, що дало змогу оперативно, на основі параметричних моделей, відпрацювати декілька можливих компонувальних рішень, провести процедуру взаємного узгодження зовнішнього та внутрішнього об'єму з параметрами можливого цільового навантаження та масово-габаритними макетами систем та механізмів.

Створенні тривимірні моделі в подальшому є основною при розробці конструктивно-силового набору БпЛА, технології виготовлення. Варто відмітити, що тривимірні моделі дають можливість використовувати автоматизовані обробляючі центри, системи швидкого виготовлення прототипів на основі тривимірного друку, спрощують та скорочують час на розробку робочої конструкторської документації, а при організації проекту на основі CALS технологій дають можливість зовсім відмовитись від використання конструкторської документації на паперових носіях.



Базова компоновка БпЛА

Тривимірний прототип

Рис.4. Загальний вигляд БпЛА

На основі базової геометрії літака була виконана багатокритеріальна оптимізація його аеродинамічних обрисів в системі Ansys multiphysics, проведено розрахунок стійкості та керованості.

Проектні характеристики літака були перевірені при льотному експериментів на прототипі БпЛА. Під час випробувань було отримано підтвердження проектних характеристик. Середнє відхилення реальних та розрахункових параметрів становило менше 7,5%.

Висновки. В даному дослідженні запропоновано методику формування БпЛА цивільного призначення на етапі попереднього проектування. Наведено приклад використання методики при розробці двомоторного БпЛА класу «міні». Використання методики дало можливість в короткі терміни створити прототип БпЛА з заданими льотно-технічними характеристиками.

Список літератури

1. Беспилотные летательные аппараты: Методики приближенных расчетов основных параметров и характеристик / В.М. Ильюшко, М.М. Митрахович, А. В. Самков, В. И. Силков, О. В. Соловьев, В. И. Стрельников; Под общ. Ред. В. И. Силкова. – К.: ЦНИИ ВВТ ВС Украины, 2009. – 302 с.: ил.
2. Даник Ю.Г. Безпілотні літальні апарати: означення. Класифікація, стан та перспективи розвитку і використання // Космічна наука і технологія. – 2008. - №1. – С.30-43.
3. Формирование облика многофункционального беспилотного авиационного комплекса гражданского назначения / Белый В. Д., Мялица А. К., Гребеников А. Г., Чарановский В. О., Парфенюк В. В. // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Х.: НАКУ «ХАИ». - 2001. - Вып. 9. - С. 3-16.
4. Володин В.В. Автоматизированое проектирование летательных аппаратов // М. - Машиностроение, 1991. - С.255.
5. Масько О. М., Сухов В.В. Визначення базових параметрів безпілотного літального апарату на етапі попереднього проектування: VIII Міждународна науково-технічна конференція “Гіротехнології, навігація, керування рухом і конструювання авіаційно-космічної техніки”, Збірник доповідей, м. Київ, 2011р.

УДК 629.7.058.54 (043.2)

В.Ю. Вовк, аспірант, І.Г. Прокопенко, д.т.н., проф.
(Національний авіаційний університет, Україна, м. Київ)

ДВОЕТАПНИЙ АЛГОРИТМ ВИЯВЛЕННЯ ШВИДКИХ ЦІЛЕЙ

Розглянуто алгоритм виявлення швидких цілей із визначенням геометричних параметрів траєкторії руху на основі аналізу радіолокаційного зображення. Проведено аналіз та порівняння характеристик виявлення при використанні для визначення параметрів траєкторії алгоритму перетворення Хафа та методу найменших квадратів.

Класичні методи виявлення та спостереження за радіолокаційними цілями базуються на багатооглядовому аналізі радіолокаційних даних із застосуванням до них процедури порогової обробки [1]. Для слабких цілей такий поріг має бути достатньо низьким (або взагалі відсутнім) для забезпечення задовільної ймовірності виявлення. Зменшення порогу веде до зростання кількості хибних виявлень та до формування хибних траєкторій. В таких випадках додаткова інформація може бути дуже корисною для забезпечення можливості накопичувати енергію відбитого від цілі сигналу вздовж всієї траєкторії. Зазвичай, для обробки «сирих» даних (до яких не було застосовано порогову обробку) використовується група методів, що має назву «стеження-перед-виявленням» (track-before-detect, TBD) [2]. Ці методи застосовуються тоді, коли класичні алгоритми не можуть бути використані через занизьке відношення сигналу до завади (наприклад, для військових літаків-невидимок, або крилатих ракет). Для прийняття рішення про наявність або відсутність цілі у методах TBD зазвичай необхідно обробити послідовність радіолокаційних зображень. На відміну від цього, в даній роботі запропоновано метод виявлення швидких цілей, що базується на аналізі одного радіолокаційного зображення. Такі швидкі об'єкти можуть породжувати на радіолокаційному зображенні декілька відліків замість одного. В такому випадку енергія, відбита від цілі розподіляється вздовж траєкторії та формує трек. При цьому ми робимо декілька допущень: 1) ціль є точковим відбивачем; 2) швидкість цілі є достатньою для формування треку протягом часу формування радіолокаційного зображення; 3) траєкторія цілі близька до прямолінійної; 4) всі елементи роздільної здатності мають однакові розміри.

Надалі будемо розглядати лінійну модель руху цілі. Така модель у декартовій площині *XY* може бути описана рівнянням $\rho = x(t)\cos\theta + y(t)\sin\theta$ або $\rho = x(t)\sin\varphi + y(t)\cos\varphi$ (рис. 1), де ρ – «відстань» від початку координат до прямої, яка відповідає траєкторії руху; θ – кут проти годинникової стрілки між віссю *OX* та перпендикуляром, опущеним з початку координат на пряму; $\varphi = -(\theta - \pi/2)$; t – час (неперервний або дискретний).

Моделлю сигналу на вході детектора є послідовність радіоімпульсів з постійною несучою частотою ω, випадковою початковою фазою ϕ та

постійною амплітудою v_S. Завадою є адитивний гаусівський випадковий процес. В такому випадку, сигнально-завадова модель описується наступним чином:

$$s = \begin{cases} v_S \cos(\omega t + \phi) + w, & \textit{вздовж траєкторії}, \\ w, & \textit{поза траєкторією}, \end{cases} \quad (1)$$

де $w \sim \mathrm{N}(0, \sigma_N)$, σ_N – середньоквадратичне відхилення завади; N*(m,σ)* позначає гаусівський розподіл із математичним сподіванням *m* та середньоквадратичним відхиленням σ.

Зображення для аналізу формується на виході амплітудного детектора та представляє собою зображення у градаціях сірого. Кожен елемент зображення (піксель) відповідає комірці роздільної здатності. Значення в кожному пікселі, відповідно до (1), мають розподіл Райса у випадку, якщо такий піксель належить траєкторії цілі, та розподіл Релея, якщо не належить [3], [4].

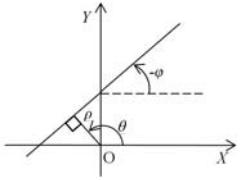
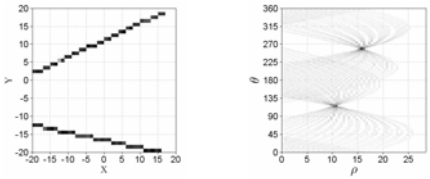


Рис. 1. Геометричне представлення прямої.

Перший етап алгоритму виявлення полягає у визначені геометричних параметрів траєкторії на основі аналізу радіолокаційного зображення. Для вирішення цієї задачі використано два методи: метод перетворення Хафа, та метод найменших квадратів. Кожен із наведених методів потребує в якості вхідної інформації набору відліків із тестового зображення. Запропоновано формувати два таких набори. Перший набор містить відліки, що мають максимальні значення у відповідних рядках зображення. До другого набору відбираються відліки, що мають максимальне значення у відповідних стовпчиках зображення. В подальшому, до обох наборів застосовується операція оцінки параметрів траєкторії та виявлення цілі. За результатами виявлення відбираються такі параметри траєкторії, які належать більш імовірному набору відліків.



а *б*

Рис. 2. Перетворення Хафа: вхідне зображення (а); простір параметрів із двома максимумами (б) (ρ вимірюється в тих же одиницях, що й на (а), θ вимірюється в градусах).

Метод перетворення Хафа полягає у відображенні елементів зображення із простору координат у простір параметрів траєкторії. Максимуми у новоутвореному просторі параметрів відповідатимуть ймовірним параметрам шуканої траєкторії (рис. 2). Метод найменших квадратів для двовимірної кривої полягає у вирішенні задачі мінімізації

$$\arg\min_{\theta}\left\{\frac{1}{n}\sum_{i=1}^{n}\left(r_i - f(x_i, y_i, \theta)\right)^2\right\}, \tag{2}$$

де $d_i = r_i - f(x_i, y_i, \theta)$ позначає відстань між *i*-м відліком та шуканою кривою, (x_i, y_i) – координати, що відповідають досліджуваному елементу зображення; θ – вектор параметрів кривої. Для прямолінійної траєкторії (2) може бути записано як:

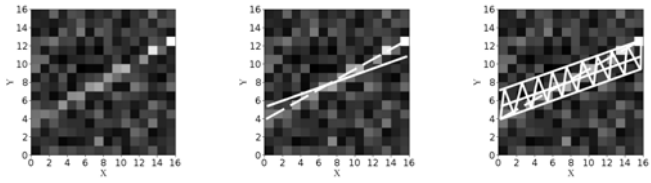
$$\arg\min_{\hat{\rho},\hat{\varphi}}\left\{\frac{1}{n}\sum_{i=1}^{n}\left(x_i \sin\hat{\varphi} + y_i \cos\hat{\varphi} - \hat{\rho}\right)^2\right\}, \tag{3}$$

Таким чином, задача оцінки параметрів траєкторії полягає у відшуканні пари значень $(\hat{\rho},\hat{\varphi})$, які мінімізують вираз у фігурних дужках (3).

Наступним, другим етапом алгоритму є власне процедура виявлення (прийняття рішення про наявність або відсутність цілі). Запропоновано для виявлення проводити накопичення значень відліків вздовж оціненої на попередньому етапі траєкторії. Оскільки оцінені параметри траєкторії з високою ймовірністю не дорівнюють дійсним параметрам, процедуру накопичення слід проводити в певній смузі навколо оціненої траєкторії (рис. 3). Таким чином, процедура виявлення полягає у обчисленні для вхідного зображення статистики

$$S = \frac{1}{n}\sum_{i=1}^{n} w_i^2, \tag{4}$$

та порівняння отриманого значення з порогом, визначеним для попередньо заданої ймовірності хибної тривоги. У виразі (4) w_i – значення *i*-го відліку вхідного зображення, що знаходиться в межах смуги накопичення; n кількість відліків у смузі накопичення.



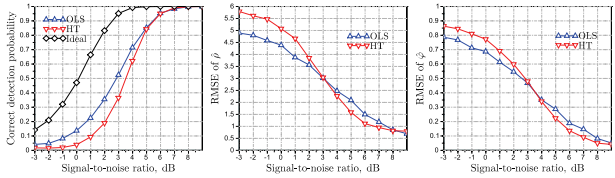
а *б* *в*

Рис. 3. Вхідне зображення (а); дійсна (штрих-пунктирна лінія) та оцінена (суцільна лінія) траєкторії (б); смуга накопичення (в).

Для отримання характеристик виявлення було проведено 2000 симуляцій для кожного значення відношення сигналу до завади. Розміри тестових зображень дорівнюють 16×16 пікселів. Ширина смуги накопичення дорівнює 2 пікселі. Ймовірність хибної тривоги встановлено на рівні 0,01. Відповідно до

моделі сигналу та детектора, відношення сигналу до завади визначається як $10\log_{10}\left(v_S^2/2\sigma_N^2\right)$, де v_S – амплітуда модельованого сигналу; σ_N^2 – дисперсія завади. Всі треки були змодельовані таким чином, щоб вони проходили через центр досліджуваного зображення.

На рис. 4 наведено характеристики виявлення та похибки оцінки параметрів траєкторії при використанні для такої оцінки алгоритму перетворення Хафа (HT), та методу найменших квадратів (OLS).



а *б* *в*

Рис. 4. Характеристики виявлення (а) та похибки оцінки параметрів траєкторії (б),(в).

Для порівняння наведено «ідеальну» характеристику виявлення, побудовану для випадку відомих параметрів траєкторії. Одиниці вимірювання середньоквадратичної похибки оцінки $\hat{\rho}$ відповідають лінійним розмірам комірки роздільної здатності. Середньоквадратична похибка оцінки $\hat{\varphi}$ вимірюється в радіанах. Для перетворення Хафа було використано такі параметри: крок по «відстані» $\Delta\rho = 1$ розміру комірки роздільної здатності; крок по куту $\Delta\varphi = 1$ градус.

Висновки

За допомогою статистичного моделювання показано, що використання методу найменших квадратів у порівнянні з методом перетворення Хафа дозволяє отримати кращі характеристики виявлення до рівня 5 дБ. В той же час, перетворення Хафа дає кращу оцінку параметрів траєкторії в діапазоні 5-9 дБ. Запропонований алгоритм програє ідеальному (за відомих параметрів траєкторії) близько 3 дБ для ймовірності виявлення 0,9. Проведені дослідження показали, що запропонований алгоритм може бути використаний для виявлення швидких цілей шляхом аналізу зображень, що містять трек таких цілей.

Список літератури

1. *Кузьмин С.З.* Основы цифровой обработки радиолокационной информации. – М.: Сов. радио, 1974. – 432 с.

2. *B.Ristic, S.Arulampalam, and N.Gordon.* Beyond the Kalman Filter: Particle Filters for Tracking Applications, Artech House, 2004.

3. *Mark A. Richards.* Fundamentals of Radar Signal Processing. McGraw-Hill, 2005.

4. *M. I. Skolnik.* Introduction to Radar Systems. McGraw-Hill, third edition, 2001.

УДК 519.876.5: 656.71.06: 654 (043.2)

Є.О. Камінський, доц., Є.В. Батєхо, студент,
Є.В. Пак, студент
(Національний авіаційний університет, Україна, м. Київ)

ПАРАМЕТРИ ЯКОСТІ ПОСЛУГИ SMS В МЕРЕЖАХ GPRS/UMTS

Розглянуті параметри якості послуги SMS в мережах GRPS/UMTS, архітектура підсистеми передачі SMS та протоколи, що використовуються підсистемою передачі SMS.

Послуга коротких повідомлень SMS (Short Message Service) дозволяє відправляти/отримувати короткі текстові повідомлення з одного абонентського терміналу (АТ) на інший або на пристрій, пов'язаний з мережею мобільного зв'язку через SMSC - центр обслуговування SMS.

В даний час ця послуга, найбільш популярна в молодіжному сегменті користувачів і приносить близько 20% доходу європейським операторам.

Технологія передачі SMS передбачає два види послуг [2]: індивідуальний обмін інформацією між абонентами («точка-точка») і віщальний обмін («точка-багатоточка»). Віщальний обмін призначено односторонньої передачі інформаційних повідомлень загального характеру: прогноз погоди, стан дорожнього руху, реклама та ін.

Послуга SMS була розроблена при створенні стандарту GSM, в якому для передачі повідомлень передбачалося використовувати як канали трафіку TCH, так і виділені канали управління SDCCH. По своїй суті послуга SMS нагадує широко відому послугу персонального радіовиклику (пейджинга). Послуга SMS дозволяє абонентам обмінюватися буквено-цифровими, текстовими, а в деяких терміналах і графічними повідомленнями.

Канал передачі SMS від відправника до одержувача включає в себе центр SMSC. Мережі мобільного зв'язку можуть мати один або більше SMSC, призначених для управління каналами передачі SMS.

Кожне коротке повідомлення може мати довжину до 160 текстових знаків і складатися зі слів, чисел або їх комбінації.

Загальне число знаків у повідомлені залежить від схеми первинного кодування текстових даних. Використовуються три схеми кодування тексту: 7- або 8-бітний алфавіт GSM; 16-бітний алфавіт - універсальний набір знаків UCS2 (Universal Character Set). Так як текстові повідомлення містять до 140 октетів, то в одному повідомлені можна передавати до 160, 140 або 70 знаків при використанні 7-, 8-бітних кодів GSM або UCS2 відповідно.

Передача SMS може відбуватися в режимі комутації каналів у мережі GSM або в режимі комутації пакетів в мережі GPRS/UMTS [4]. Якщо використовується мережа GSM, короткі повідомлення передаються по каналах сигналізації, коли використовується мережа GPRS/UMTS, то підтримується режим пакетної передачі повідомлень.

При цьому АТ здатний передавати або приймати короткі повідомлення в будь-який час, незалежно від того, використовується він в телефонному з'єднанні або не використовується.

Якщо для передачі SMS користувач вибрав мережу GPRS/UMTS і спроба буде невдалою, то є можливість подальшої автоматичної передачі SMS по мережі GSM в режимі з комутацією каналів.

Передача SMS супроводжується подальшою передачею підтвердження про доставку повідомлення у вигляді звіту центру SMSC, що містить повідомлення про отримання SMS або повідомлення про неможливість доставки та її причини: закінчення терміну доставки; недійсний адрес абонента-отримувача; абонент-одержувач тимчасово відсутній; погіршення зв'язку з центром SMSC.

Для організації прийому і передачі коротких повідомлень структурними елементами підсистеми передачі SMS використовується службова інформація [3].

Архітектура підсистеми передачі SMS як елемента мережі мобільного зв'язку загального користування PLMN показана на рис.1 [1]. У дану підсистему входять:

– SMSC - центр обслуговування коротких повідомлень;

– SMS-шлюз, що включає: SMS-GMSC - шлюзовий вузол комутації коротких повідомлень (Gateway MSC for Short Message Service), SMS-IWMSC – комутаційний вузол міжмережевої взаємодії коротких повідомлень (Interworking MSC for Short Message Service);

– MSC - центр управління і комутації мережі мобільного зв'язку;

– SGSN - сервісний вузол підтримки режиму GPRS;

– HLR - домашній регістр місця розташування абонентів;

– VLR - візитній регістр місця розташування абонентів.

Центр обслуговування коротких повідомлень SMSC відповідає за ретрансляцію, зберігання та передачу коротких повідомлень між різними абонентськими терміналами. Один SMSC може бути з'єднаний з декількома мережами мобільного зв'язку, що мають кілька центрів управління і комутації MSC з відповідними шлюзами (SMS-GMSC, SMS-IWMSC). Конструктивно SMSC може бути об'єднаний з SMS-шлюзом (SMS-GMSC/SMS-IWMSC).

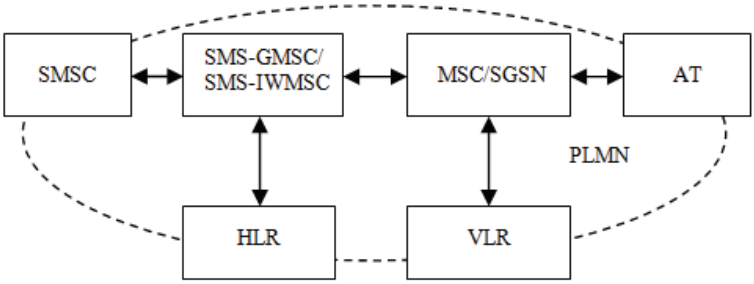


Рис. 1. Архітектура підсистеми передачі SMS.

Центр SMSC забезпечує наступні мережеві послуги:

– основні послуги (прийом, зберігання і передача повідомлень; повідомлення про доставку SMS; відкладена і повторна передача SMS; пріоритетна доставка SMS; підтримка завантаження контенту на стільниковий телефон (логотипи, рінгтони і т.д.); обробка довгих повідомлень (що містять більше 160 символів); підтримка різних наборів кодувань клавіатури і мов);

– додаткові послуги (групова розсилка повідомлень; відправка повідомлень за допомогою web-інтерфейсу; передача повідомлень електронної пошти).

Короткі повідомлення можуть передаватися на АТ, факсимільний апарат, електронну пошту, стаціонарний телефонний апарат, що підтримує дану послугу, а також на стаціонарний телефонний апарат, не підтримуючий дану послугу шляхом перекладу повідомлення в голосовій формат автоматично або за допомогою оператора.

Шлюзовий вузол SMS-GMSC і комутаційний вузол SMS-IWMSC забезпечують прийом і передачу коротких повідомлень між центром SMSC і центром MSC в мережі мобільного зв'язку.

Шлюзовий вузол SMS-GMSC відповідає за прийом короткого повідомлення з центру SMSC, опитування бази даних HLR для отримання інформації маршрутизації, передачу повідомлення в центр MSC або в шлюз SGSN мережі, де зареєстрований АТ одержувача. Комутаційніний вузол SMS-IWMSC отримує коротке повідомлення від MSC або SGSN, установлюють зв'язок з SMSC, якому адресовано повідомлення, і передає йому це повідомлення.

Для надання послуги SMS підсистема передачі SMS використовує протоколи чотирьох рівнів: прикладного, транспортного, мережевого і канального (рис.2) [5].

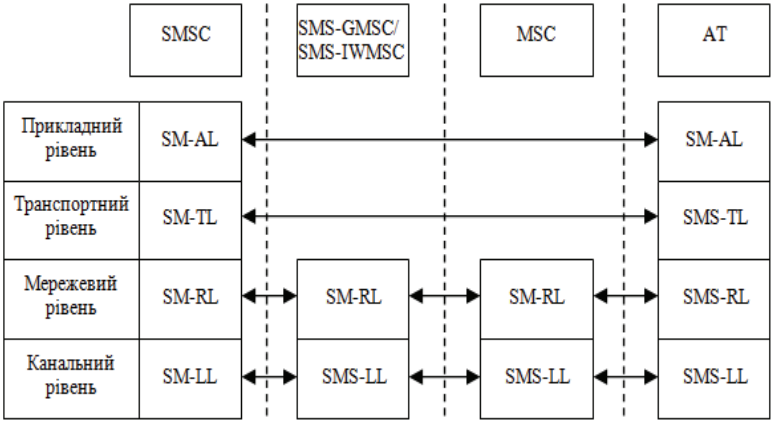


Рис.2. Протоколи, що використовуються підсистемою передачі SMS.

Протоколи прикладного рівня SM-AL реалізуються у вигляді програмного забезпечення абонентських терміналів, яке відповідає за прийом, передачу та перетворення (використання) змісту повідомлення (наприклад, редактор повідомлень, ігри і т.п.). На цьому рівні можна вирішувати задачу обсягів об'єднання SMS, що доступна не всім абонентським терміналам.

Додатки SMS на прикладному рівні взаємодіють з протоколами транспортного рівня SM-TL. Протоколи транспортного рівня SM-TL дозволяють протоколам і додаткам прикладного рівня SM-AL передавати і приймати короткі повідомлення від абонентських терміналів (мобільного телефону, комп'ютера і т.д.), а також отримувати звіти про раніше переданих повідомленнях. Використовувана на транспортному рівні структура повідомлення містить дві частини: поле службово-адресної частини (адреси джерела й одержувача повідомлення, довжина повідомлення) і поле даних.

Протоколи мережного рівня SM-RL дозволяють передавати повідомлення і звіти про них між різними елементами мережі мобільного зв'язку SMS-GMSC/SMS-IWMSC. Кожен мережевий елемент може тимчасово зберігати передане повідомлення, якщо наступний елемент мережі, якому воно повинне бути надіслане, не доступний в даний момент часу.

Протоколи канального рівня SM-LL дозволяють передавати повідомлення на фізичний рівень. Для усунення канальних помилок передані повідомлення кодуються обраним перешкодостійким кодом.

Висновки

Сервіс коротких повідомлень є невід'ємним елементом мобільних систем зв'язку GPRS/UMTS тому важливу роль відіграє якість передачі повідомлень. Вона залежить від центру обслуговування коротких повідомлень SMSC, що відповідає за ретрансляцію, зберігання та передачу коротких повідомлень між різними абонентськими терміналами.

Список літератури

1. *Тихвинский В.О., Терентьев С.В.* Управление и качество услуг в сетях GPRS/UMTS. — М.: Эко-Трендз, 2007. — 400 с.: ил.

2. *Тихвинский ВО., Володина Е.Е.* Параметры качества услуг передачи коротких сообщений в сетях подвижной связи // Мобильные системы. 2004. № 3.

3. *End-to-End* Quality of Service over Cellular Networks. Data Services Performance and Optimization in 2G/3G / Edited by G. Gomez and R. Sanchez. John Wlley&Sons, Ltd., 2005.

4. *GSM*, GPRS and EDGE Performance. Evolution Towards 3G/UMTS / Edited by Timo Halonen, Javier Romero and Juan Melero. John Wiley&Sons Ltd., 2004.

5. *3GPP TS 23.040.* Technical Realization of Short Message Service (SMS).

УДК 519.876.5: 656.71.06: 654 (043.2)

И.К. Малецкий, доц., Е.А. Каминский, доц.,
Д.М. Захаров, инженер
(Национальный авиационный университет, Украина, г. Киев)

МОДЕЛИРОВАНИЕ АВИАЦИОННЫХ РАДИОТЕХНИЧЕСКИХ СИСТЕМ

В результате выполнения данной работы созданы математические модели процессов амплитудной и частотной модуляций, рассмотрены процессы модуляции при наличии различных исходных данных.

В работе рассматриваются методы математического моделирования процессов формирования и передачи аналоговых и цифровых сигналов авиационных радиотехнических систем (РТС). Созданы математические модели процессов модуляции при наличии различных исходных данных, проведено компьютерное моделирование. Следует отметить, что наряду с аналитическими методами и натурными испытаниями для исследования сложных технических систем в последнее время широко используются различные методы моделирования РТС. Обычно различают модели трех типов: геометрические, физические и математические [1].

Процессы моделирования занимают значительное место в создании и эксплуатации современных РТС. Они позволяют наглядно представить определенные процессы, не используя сложных и громоздких установок, а имея только персональный компьютер (ПК), без которого уже невозможно представить исследования сложных современных РТС [2].

При создании РТС (систем радиосвязи) 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 [4]. Для повышения качества разработки и эксплуатации РТС радиосвязи 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 [5]. Рассматриваются процессы аналоговой модуляции, поскольку они чаще всего используются в авиационных РТС, а также процессы передачи дискретных сообщений (данных) по непрерывному каналу радиосвязи,

поскольку они нашли широкое применение в современных системах авиационной электросвязи и постепенно вытесняют аналоговые [4].

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). Как известно, модуляция применяется для передачи информации с помощью электромагнитных волн (радиосигналов). Переносчиком сигналов 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:

$$S_{AM}(t) = A_0 (1 + m \cos \Omega t) \cos(\omega_0 t + \varphi_0),$$

где A_0 и ω_0 – амплитуда и частота несущего колебания, Ω – частота модулирующего колебания, m – коэффициент глубины АМ, ктотрый характеризует степень изменения амплитуды несущего колебания.

Модулированное колебание уже не является синусоидальным. АМ колебание представляет собой сумму трёх синусоидальных колебаний с частотами ω_0, $\omega_0 + \Omega$ и $\omega_0 - \Omega$.

Промоделируем АМ процесс РТС радиосвязи, используя систему MATLAB + SIMULINK [5]. Обосновав математическую модель для процесса АМ, получим функциональные схемы на рис.1 и рис.2, где процесс модуляции происходит по закону $S_{AM}(t)$. В этих схемах можно изменять исходные параметры модуляции и выводить результаты в графическом виде на экран блока (осциллографа). На экране осциллографа будут изображаться осциллограммы для процесса АМ с различными параметрами m, ω, Ω, A_0.

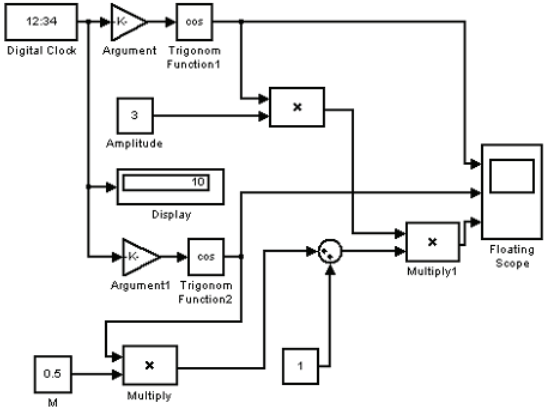


Рис. 1. Функциональная схема модели АМ сигнала с параметрами: m=0.5, $\omega = 1000$ Гц, $\Omega = 300$ Гц, A_0 =3 В.

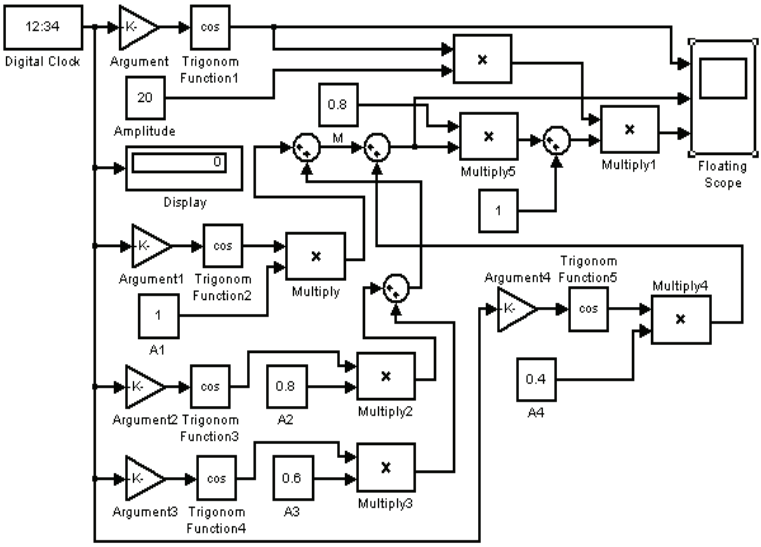


Рис. 2. Функциональная схема модели АМ сигнала с параметрами: m=0.8, щ = 100 кГц, $\Omega_1 = 300$ Гц, $\Omega_2 = 600$ Гц, $\Omega_3 = 1000$ Гц, $\Omega_4 = 2000$ Гц, А0 =20 В.

Для процесса ЧМ обоснована функциональная схема (рис.3) на экране осциллографа будет изображена осциллограмма для процесса ЧМ с параметрами: $щ_Д$ – коэффициент девиации частоты; $щ_0$ – несущая частота; Ω – частота модулирующего сигнала; U_m – амплитуда модулируемого сигнала.

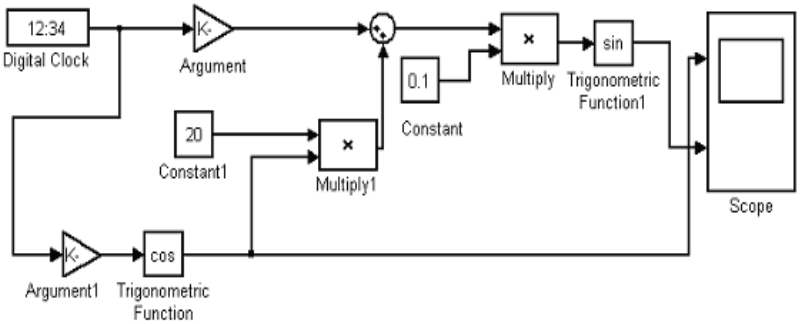


Рис. 3. Функциональная схема модели ЧМ сигнала.

Для процесса передачи дискретных сообщений по ЧМ каналу обоснована функциональная схема (рис.4.), а на экране осциллографа будет изображена соответствующая осциллограмма для этого процесса.

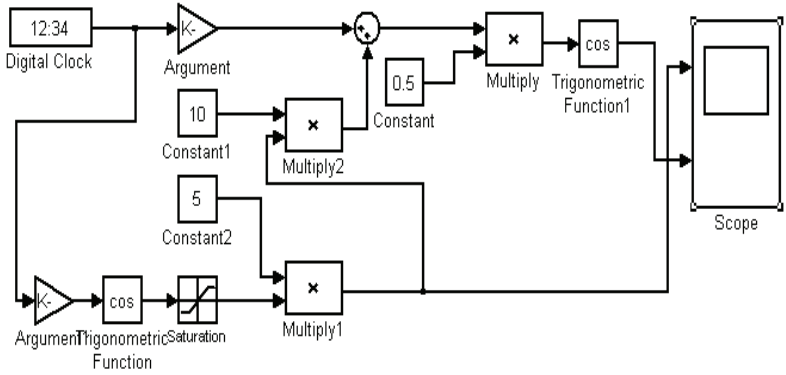


Рис. 4. Функциональная схема модели для процесса передачи дискретных сообщений по ЧМ каналу.

Выводы

С помощью компьютерного приложения MATLAB+SIMULINK реализованы функциональные схемы для процессов АМ и ЧМ в авиационных РТС радиосвязи. В предложенных схемах можно изменять параметры модулированных процессов и строить графические изображения исследуемых процессов. Кроме того, возможен анализ спектра исследуемого модулированного сигнала с помощью предложенных моделей.

Таким образом, предложенные математические модели процессов АМ и ЧМ и схемы этих моделей можно использовать для проведения экспериментов при разработке, проектировании и эксплуатации РТС радиосвязи.

Список литературы

1. *Малецкий И. К., Захаров Д. М., Левчук А. Н.* Моделирование процессов авиационных РТС // Проблеми транспорту. Збірник наукових праць – К.: НТУ, вип. 6. – 2009. – с. 213.

2. *Малецкий И. К., Каминский Е. А., Захаров Д. М.,* Моделирование процессов передачи шифрованных данных в современных авиационных радиотехнических системах специальной связи // Захист інформації, 2011, №1 (50). – С. 63 – 69.

3. *Баскаков С.И.* Радиотехнические цепи и сигналы: [учеб. для вузов] – М.: Высшая школа, 1988. – 448 с.

4. *Сергиенко А. Б.* Цифровая обработака сигналов . – СПб.: Питер, 2003. – 604 с.

5. *Дьяконов В. П.* MATLAB 6.5 SP/7 + Simulink 5/6. Обработка сигналов и проектирование фильтров. – М.: СОЛОН-Пресс, 2005. –576 с.

УДК 519.22 (043.2)

И.А. Мартынчук, аспирант, И.Г. Прокопенко, д.т.н., проф.
(Национальный авиационный университет, Украина, г. Киев)

НЕПАРАМЕТРИЧЕСКИЙ АЛГОРИТМ ОБНАРУЖЕНИЯ СИГНАЛОВ, ИСПОЛЬЗУЮЩИЙ ЯДЕРНУЮ ОЦЕНКУ ФУНКЦИИ РАСПРЕДЕЛЕНИЯ ПОМЕХИ И БЕТА-РАСПРЕДЕЛЕНИЕ «МОДИФИЦИРОВАННЫХ» РАНГОВ

Рассмотрен непараметрический алгоритм обнаружения радиолокационных шумоподобных сигналов, который может применятся как в случаях изменения параметра масштаба распределения сигнальной выборки при наличии сигнала, так и сдвига и показывает большую эффективность по сравнению с классическими ранговыми алгоритмами (Колмогорова).

Ранговые критерии обнаружения сигналов находят широкое применение в различных информационно-измерительных системах. Широко известны такие критерии как критерий Вилкоксона, Колмогорова, критерий знаков и др. Алгоритмы обработки, использующие эти статистики, обеспечивают стабильность вероятности ошибок первого рода, то есть ложной тревоги, однако в ряде задач их эффективность низкая. Повысить их эффективность можно путем использования априорной или апостериорной информации о распределения вероятностей сигналов и помех.

Для построения статистики обнаружения, свободной от распределения используются два сигнала: обучающий $y(t)$ (в котором содержится только помеха) и рабочий $x(t)$ (состоящий из смеси известного сигнала и помехи). После их прохождения через АЦП получаются соответственно две выборки: y – выборка помехи, с объёмом Ny и x – сигнальная выборка, с объёмом Nx. По выборке помехи строится ядерная оценка функции распределения вероятности (далее ФРВ) с оптимальным параметром масштаба. Предполагается что помеха принадлежит классу распределений, "похожих" на нормальное. Поэтому ядро выбирается Гауссовским, а зависимость оптимального параметра масштаба от объёма выборки принимается равной:

$h_{opt}(Ny) = k_{opt}(Ny)\cdot\Delta = \left[\frac{0.389}{\log_{10}(Ny+2.401)} - 0.1\right]\cdot\Delta$ – для додетекторной обработки, $h_{opt}(Ny) = k_{opt}(Ny)\cdot\Delta = \left[\frac{0.366}{\log_{10}(Ny+2.147)} - 0.086\right]\cdot\Delta$ – для последетекторной обработки, где Δ – размах выборки. На рисунках 1а и 1б показано, что эти регрессионные аппроксимации вычислены с достаточной точностью. Подробнее об этом в статье [2]. Обозначим ядерную оценку ФРВ помехи как $Ky^*(\bullet)$ Путём нелинейного преобразования $rx_n = Ky^*(x_n)$, $n \in 0 \ldots Nx-1$ образуется выборка rx, которую мы назвали выборкой

«модифицированных» рангов. Вследствие того, что значения rx имели бы смысл рангов сигнальной выборки относительно обучающей, деленных на Ny, если бы $Ky^*(\bullet)$ была ступенчатой эмпирической ФРВ.

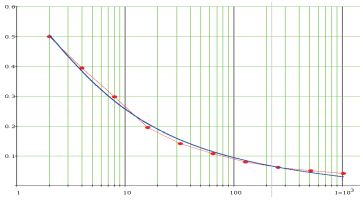


Рис. 1а. Зависимость $k_{opt}(Ny)$ для нормального распределения.

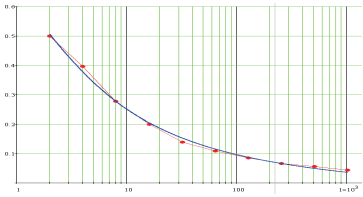


Рис. 1б. Зависимость $k_{opt}(Ny)$ для релеевского распределения.

При гипотезе H_0: сигнал отсутствует, распределение статистики «модифицированных» рангов будет описываться равномерным законом.

При гипотезе H_1: сигнал присутствует, распределение статистики «модифицированных» рангов будет описываться законом, отличным от равномерного.

Статистика обнаружения синтезируется согласно лемме Неймана-Пирсона. Если предположить что «модифицированные» ранги статистически независимы, то

$$T(rx_0, rx_1, \ldots, rx_{Nx-1}; b) = \prod_{n=0}^{Nx-1} \frac{fH1^*(rx_n; b)}{fH0^*(rx_n)} = \prod_{n=0}^{Nx-1} \frac{fH1^*(rx_n; b)}{1} = \prod_{n=0}^{Nx-1} fH1^*(rx_n; b) \quad (1)$$

где $fH1^*(\bullet;\bullet)$ – эмпирическая плотность распределения вероятности (далее ПРВ), построенная по rx при гипотезе H_1; $fH0^*(\bullet)$ – эмпирическая ПРВ, построенная по rx при гипотезе H_0; b – сигнальный параметр (им может быть отношение сигнал/помеха).

Алгоритм нахождения эмпирической ПРВ $fH1^*$ состоит в следующем.

1. Вычисляется точечная эмпирическая ФРВ по отсортированной выборке «модифицированных» рангов, точки которой выражаются как

$$\left\{ rx_n; \frac{n+1}{Nx+1} \right\},\ n \in 0 \ldots Nx-1\,. \quad (2)$$

В качестве модели распределения вероятностей этих точек принимается бета-распределение

$$Beta(x, s1, s2) = \frac{\Gamma(s1+s2)}{\Gamma(s1)\cdot\Gamma(s2)} \cdot \int_0^x t^{s1-1} \cdot (1-t)^{s2-1}\, dt\,, \quad (3)$$

где $\Gamma(\bullet)$ – гамма-функция, $s1 > 0$, $s2 > 0$ – параметры формы, $x \in (0;1)$ – независимая переменная. Эта модель достаточно гибко изменяет свою форму,

которая определяется параметрами $s1 \in (0;1)$, $s2 \in (0;1)$. Ограниченность интервалов значений s1 и s2 позволяет организовать поиск таких значений, которые минимизируют среднеквадратическую ошибку оценивания.

$$error(s1, s2) = \sum_{n=0}^{Nx-1} \left(Beta(rx_n, s1, s2) - \frac{n+1}{Nx+1} \right)^2 \quad (4)$$

2. Методом прямого перебора с точностью ε определяются $s1_{\min}$ и $s2_{\min}$, в которых функция (4) достигает минимума.

3. Плотность распределения вероятностей модифицированных рангов имеет вид

$$Beta(x, s1, s2)' = \frac{\Gamma(s1_{\min} + s2_{\min})}{\Gamma(s1_{\min}) \cdot \Gamma(s2_{\min})} \cdot x^{s1_{\min}-1} \cdot (1-x)^{s2_{\min}-1}. \quad (5)$$

Тогда $fH1^*(x) = Beta(x, s1_{\min}, s2_{\min})'$.

Сравним характеристики обнаружения алгоритма (1) с ранговым алгоритмом Колмогорова и оптимальным параметрическим с известными параметрами в следующих задачах: 1) додетекторного обнаружения шумоподобного сигнала на фоне гауссовского шума (рис. 2а) – при наличии сигнала увеличивается дисперсия смеси; 2) последетекторного обнаружения шумоподобного сигнала (рис. 2б) – при наличии сигнала на выходе детектора меняются и параметр сдвига и параметр масштаба смеси.

Для сравнительного анализа эффективности выбран алгоритм Колмогорова

$$T(R_0, R_1, \ldots, R_{Nx-1}) = \max_{n \in 0 \ldots Nx-1} \left| F\left(\frac{R_n}{Ny}\right) - F^*\left(\frac{R_n}{Ny}\right) \right|, \quad (6)$$

как более чувствительный в ситуации, когда наличие сигнала ведет к увеличению параметра масштаба смеси. Здесь $F(\bullet)$ - равномерная ФРВ с параметрами $a = 0, b = 1$, $F^*(\bullet)$ - ступенчатая эмпирическая ФРВ, которая построена по выборке $r_n = \frac{R_n}{Ny}, n \in 0 \ldots Nx-1$, R - вектор рангов сигнальной выборки относительно выборки помехи.

Для определения верхней границы эффективности была построена характеристика обнаружения оптимального параметрического алгоритма

$$T(x_0, x_1, \ldots, x_{Nx-1}; b) = \prod_{n=0}^{Nx-1} \frac{fH1(x_n; b)}{fH0(x_n)}. \quad (8)$$

Параметры моделирования, при которых строились характеристики обнаружения, сводятся в таблицу 1.

Табл. 1.

$\sigma = 1 \quad \mu = 0$	Параметры помехи
$Ny = 64$	Объём обучающей выборки
$Nx = 64$	Объём сигнальной выборки
$ND = 10000$	Количество статистических испытаний для моделирования зависимости вероятности правильного обнаружения от отношения сигнал/шум
$\alpha = 0.01$	Вероятность неправильного обнаружения Вероятность правильного не обнаружения соответственно $\gamma = 1 - \alpha = 0.99$
$N0\varepsilon = 100 \quad N1\varepsilon = 100$	Параметры точности поиска минимума функции двух переменных по методу прямого перебора

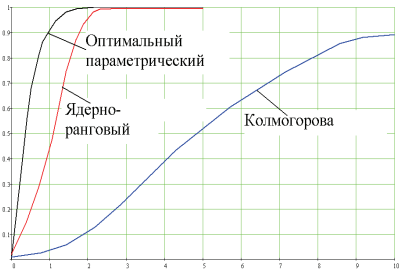


Рис. 2а. Характеристики обнаружения для додетекторной обработки (по оси абсцисс сигнальный параметр b)

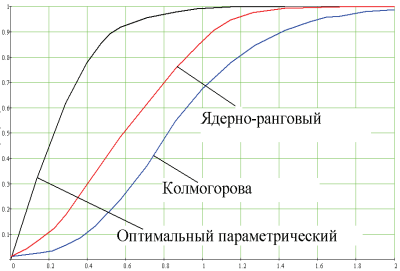


Рис. 2б. Характеристики обнаружения для последетекторной обработки (по оси абсцисс сигнальный параметр b)

Выводы

Синтезированный ядерно-ранговый алгоритм является эффективным как в задачах обнаружения при изменении параметра масштаба так и в задачах обнаружения при изменении параметра сдвига распределения смеси сигнала и шума. Выигрыш в отношении сигнал/шум по сравнению с алгоритмом Колмогорова для уровня $D = 0.9$ в задаче додетекторной обработки составляет 7.4 дБ, а в задаче последетекторной обработки составляет 1.2 дБ. При этом проигрыш оптимальному параметрическому обнаружителю не превышает 2 дБ.

Список литературы

1. *Статистична* обробка сигналів: навч. посіб. / І. Г. Прокопенко. – К.: НАУ 2011. – 220 с.

2. *Modeling* and Regression Approximation of Dependence of Optimal Smoothing Parameter on the Sample Size for Kernel Probability Density Estimation [Igor Prokopenko, Igor Martynchuk] // Aviation in the XXI Centures: The Fifth World Congress Proceedings, Kiev, Ukraine, September 21 - 23, 2012, V.1. – Kiev: NAU-Druk, 2012. – 21.06 - 21.09 pp. – англ.

УДК 621.396.967 (043.2)

С.В. Мігель, аспірант, І.Г. Прокопенко, д.т.н., проф.
(Національний авіаційний університет, Україна, м. Київ)

ПРИСТРІЙ ДЛЯ ВИВОДУ ЗОБРАЖЕННЯ НА ІНДИКАТОР КРУГОВОГО ОГЛЯДУ ДРЛ-7

Розроблено пристрій для виводу зображення на індикатор кругового огляду диспетчерського радіолокатора ДРЛ-7. Створено пакет програм для роботи з даним пристроєм. Пристрій імітує сигнал, отриманий з виходу демодулятора приймача ДРЛ-7.

Радіолокаційні станції (РЛС) випромінюють електромагнітні імпульси великої потужності. Тому в навчальних цілях їх можна запускати лише на радіополігонах або без підключення антени.

Спеціалізовані радіополігони повинні розміщуватись за межами населених пунктів. Але для близького знайомства студентів з РЛС, необхідна доступність робочої радіолокаційної техніки на території навчального закладу. Тому для практичного дослідження процесу обробки радіолокаційних сигналів та їх відображення на індикаторі кругового огляду (ІКО) використовують імітатори сигналу, приймає антена РЛС.

Один з таких імітаторів розроблено в даній роботі. Імітатор складається з пристрою для виводу зображення (ПВЗ) на ІКО диспетчерського радіолокатора ДРЛ-7 та з пакету програм, які взаємодіють з цим пристроєм. Комп'ютерні програми, що входять до складу пакету програм, дозволяють імітувати складні сигнально-завадові ситуації (СЗС), використовуючи методи, описані в літературі [1], або зчитувати їх з файлу (в тому числі, сигнал отриманий від діючого радіолокатора). Пристрій та розроблений пакет програм використовується для проведення лабораторних робіт. ПВЗ імітує сигнал, отриманий з виходу демодулятора приймача радіолокатора. Схема підключення пристрою до ДРЛ-7 показана на рис. 1.

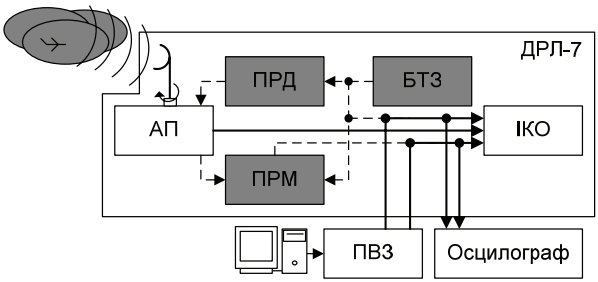


Рис. 1. Схема підключення ПВЗ до ДРЛ-7.

ПВЗ виконує функції цифро-аналогового перетворювача, генератора синхроімпульсів та синхронізує комп'ютерну програму з роботою РЛС.

Обміном даних керує мікроконтролер AtTiny2313. Обмін даними з комп'ютером здійснюється через LPT-порт комп'ютера. Структурна схема ПВЗ показана на рис. 2.

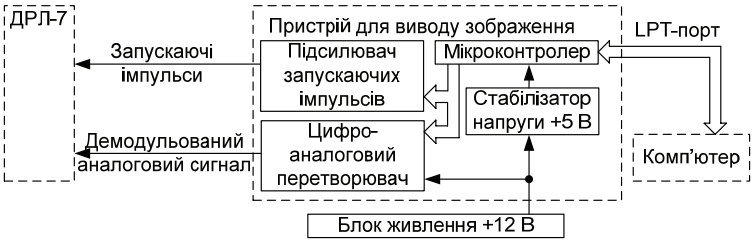


Рис. 2. Структурна схема ПВЗ.

Мікроконтролер ПВЗ зберігає в своїй енергонезалежній пам'яті даних такі параметри: роздільну здатність по дальності, дальність дії РЛС, частоту зондуючих імпульсів та період огляду. Комп'ютерна програма, яка взаємодіє з ПВЗ, перед початком своєї роботи зчитує необхідні параметри з пристрою та виводить їх на екран. Користувач програми має можливість змінити ці параметри і зберегти зміни в пам'яті мікроконтролера.

В зв'язку з тим, що комп'ютерна програма не отримує дані від антенного приводу про положення антени в просторі, необхідно точно налаштувати її роботу перед запуском. Для цього необхідно виміряти період обертання антени радіолокатора й зберегти виміряне значення в пам'яті мікроконтролера пристрою. Запуск програми необхідно виконувати в момент виводу нульової азимутальної мітки на екран радіолокатора.

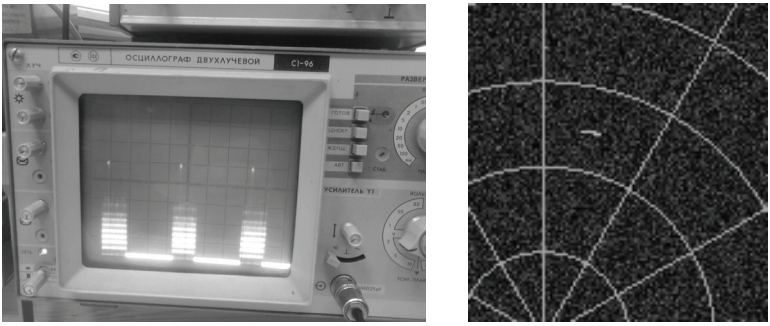
Під час роботи пристрою, комп'ютерна програма багаторазово опитує стан мікроконтролера, щоб вчасно помітити та відреагувати на прихід сигналу готовності до прийому даних. Мікроконтролер може вміщувати в своїй оперативній пам'яті дані лише з одного зондування, тому комп'ютерна програма повинна змоделювати та передати дані до моменту їх виводу на ІКО.

Необхідно пам'ятати, що робота сторонніх програм, запущених на комп'ютері, паралельно з програмою, яка взаємодіє з ПВЗ, може заважати своєчасній передачі даних на ІКО. При імітуванні складних СЗС рекомендується записувати їх в файл, а потім користуватись підпрограмою для зчитування даних з файлу та їх виводу на ІКО.

Робота ПВЗ ґрунтується на тісній взаємодії з комп'ютерною програмою, яка ним керує. Але розроблений пакет програм окрім виводу зображення на ІКО має широкі можливості та дозволяє всесторонньо змоделювати й дослідити роботу РЛС.

Підпрограми розробленого пакету програм мають в своєму складі комп'ютерні аналоги індикатора кругового огляду та осцилографа, що дозволяє виконувати певні функції на комп'ютері без підключення зовнішніх пристроїв. На рис. 3. продемонстровано взаємодію комп'ютерної програми з

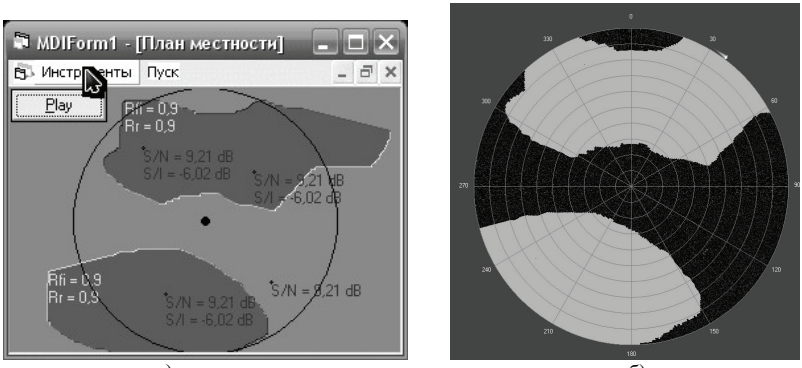
ПВЗ. В програмі імітовано пачку імпульсів, отриманих від радіолокаційної цілі, та через ПВЗ виведено сигнал на осцилограф.



а) б)

Рис. 3. Вигляд пачки імпульсів:
а) на екрані осцилографа; б) на індикаторі кругового огляду.

В пакет програм входить підпрограма для моделювання СЗС по просторовому розміщенню цілей та завад в зоні дії РЛС (рис. 4). Підпрограма дозволяє розміщувати радар на карті місцевості, розміщувати цілі, задавати зони дії завад, траєкторії та параметри переміщення цілей, встановлювати параметри для кожного елементу СЗС.



а) б)

Рис. 4. Підпрограма імітації роботи РЛС:
а) зовнішній вигляд підпрограми; б) змодельована СЗС.

Інша підпрограма даного пакету програм дозволяє проводити первинну обробку СЗС та підраховувати статистичні показники ефективності виявлення цілей (імовірність хибної тривоги та імовірність пропуску цілі). Ця підпрограма проводить обробку ранговим виявлювачем, черезперіодним компенсатором, накопичувачем, непараметричними алгоритмами виявлення цілей. Підпрограма дозволяє підібрати оптимальні параметри обробки СЗС. На рис. 5. показано результат обробки СЗС одним із алгоритмів виявлення цілей.

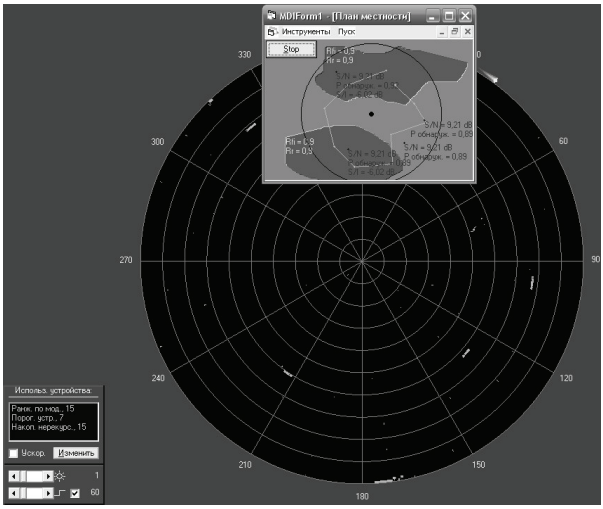


Рис.5. Підпрограма обробки СЗС.

Підпрограма для зчитування СЗС з файлу та виводу сигналу на ІКО може відображати на ІКО ДРЛ-7 сигнально-завадову ситуацію, отриману з іншої імпульсної РЛС. Якщо параметри РЛС, на якій було отримане зображення навколишнього простору, не співпадають з параметрами, заданими в ПВЗ, то комп'ютерна програма адаптує це зображення перед передачею на пристрій та його відображенням.

Висновки

Розроблено пристрій для виводу зображення на індикатор кругового огляду радіолокатора ДРЛ-7 та пакет програм, які взаємодіють з цим пристроєм. Пристрій та програми використовуються для проведення лабораторних робіт, даючи можливість студентам ближче познайомитись з радіолокатором ДРЛ-7 та з принципами роботи радіолокаційної техніки в цілому.

Список літератури

1. *Прокопенко І.Г.* Методи комп'ютерного моделювання радіолокаційної обстановки // Наукоємні технології / І.Г. Прокопенко, С.В. Мігель. – К.: НАУ, – 2012. – № 2 (14). – С. 59-64.

2. *Прокопенко І.Г.* Комп'ютерна програма для дослідження алгоритмів обробки сигналів РЛС // Матеріали IX МНТК „Авіа-2009" / І.Г. Прокопенко, С.В. Мігель. – К.: НАУ, 2009. Т.2. – С. 12.39 – 12.41.

3. *Мігель С.В.* Пристрій для виводу зображення на монітор диспетчерського радіолокатора // Проблеми навігації і управління рухом: тези доповідей Всеукраїнської науково-практичної конф. молодих учених і студентів 28 – 29 листопада 2012 р. / С.В. Мігель, І.Г. Прокопенко. – К.: НАУ, – 2012. – С. 59.

УДК 629.735.05: 53.087.61 (043.2)

В.С. Новиков, д.т.н., проф.
(Национальный авиационный университет, Украина, г. Киев)
В.В. Новиков
(Киевская городская клиническая больница №7, Украина, г. Киев)

ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ ПРОЦЕССЫ В СОВРЕМЕННОМ МИРЕ. ОПРЕДЕЛЕНИЯ, КЛАССИФИКАЦИЯ, ХАРАКТЕРИСТИКИ КАЧЕСТВА, НОРМАТИВНОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ

Приведены определения технологических процессов и дана их классификация. Показано, что одним из основных критериев оценки качества технологических процессов является достоверность определения их истинного состояния. Приведены основные выражения для определения ошибочных решений при оценке качества протекания технологических процессов.

Под технологическими процессами будем понимать совокупность протекающих во времени и пространстве действий (операций, событий и т.д.), направленных на достижение определенных результатов. Технологические процессы являются неотъемлемой частью большинства видов человеческой деятельности, поэтому следует разработать их классификацию по определенным признакам. В качестве одного из важнейших признаков классификации технологические процессы следует различать по их связи с видами человеческой деятельности. По этому признаку классификации следует различать следующие типы технологических процессов. Технологические процессы в промышленности, к которым относится множество процессов в областях разработки, производства и эксплуатации обширнейшей номенклатуры промышленных изделий. Примерами этого класса технологических процессов является получение металлов и сплавов, производство станков и машин, добыча и обработка полезных ископаемых, разработка разнообразных транспортных средств (автомобили, локомотивы, морские, речные и воздушные суда), разработка и производство бытовой техники и т.д.

Класс сельскохозяйственных технологий включает обширную отрасль человеческой деятельности в области земледелия, обеспечение и повышение качества сельскохозяйственных земель (особенно их плодородия), растениеводства, животноводства, охраны флоры и фауны, выведения новых сортов растений, пород животных. Продукция сельскохозяйственных технологий часто является основой многих видов промышленных технологий по производству продуктов питания, одежды, лекарственных препаратов и т.д.

Транспортные технологии в современном мире представлены широчайшим спектром обеспечения перевозок пассажиров и грузов железнодорожным, воздушным, автомобильным, водным, трубопроводным и космическим транспортом. Медицинские технологии обеспечивают современное общество разработкой методов проведения профилактики и лечения заболеваний. Основой медицинских технологий часто являются

разработки в области биологических технологий (микробиологии, вирусологии, рентгенологии и т.д.). Информационные технологии в настоящее время являются составной частью во многих областях человеческой деятельности. Бурное развитие и нынешнее состояние информационных технологий стали основой современных достижений в области авиации, радиоэлектроники, связи, металлургии, сельском хозяйстве, космической деятельности и т.д. Технологии научной деятельности основаны на реализации методов и способов научного мышления, научного эксперимента с целью получения новых научных знаний в современных областях науки – физике, химии, биологии, радиоэлектронике, истории, филологии и т.д.

Космические технологии направлены на изучение природы космоса, космических тел, методов и средств исследования планет солнечной системы и определения влияния космических факторов на земные процессы. Сюда следует отнести также технологии получения веществ в условиях космоса.

Социальные технологии реализуются с целью изучения социальных процессов и корректировки условий жизни социумов в отдельных государствах, регионах и в мировом сообществе в целом. Разновидностью социальных технологий являются технологии международного сотрудничества, государственного строительства, технологии законодательного творчества, технологии избирательных процессов и т.д.

Технологии творческой деятельности (музыка, балет, литература, скульптура, живопись, архитектура, кино и телевидение, дизайн и т.д.) определяет творческую деятельность отдельных личностей, коллективов и народов. Важное место среди этих технологий занимают технологии научно-технического творчества как основы современного научно-технического прогресса. Технологии исторических исследований направлены на получение достоверной информации об эволюции человеческого общества, эволюции животного и растительного мира, а также эволюции геологических процессов. Особым видом этого класса технологий являются технологии проведения и анализа результатов археологических работ.

Учебные технологии служат основой совершенствования большого объема знаний, умений и навыков, которые накопило человечество в процессе исторического развития. Важность этого класса технологий возрастает в связи с резкой скоростью увеличения объема знаний, получаемых в настоящее время. Современной тенденцией совершенствования учебных технологий является непрерывное обучение личности, начиная с детского возраста и до конца профессиональной деятельности с использования современных средств коммуникации (радио, телевидение, системы интернет и т.д.).

Военные технологии определяют программы военного строительства, стратегию и тактику оборонительных и наступательных действий. Технологии сохранения и улучшения свойств окружающей среды представляют обширный комплекс мероприятий по предотвращению вредных воздействий на природные факторы и восстановления характеристик окружающей среды при их ухудшении.

Технологии воздействия на природные факторы направлены на изменение в требуемую сторону факторов природной среды. Примерами таких

влияний являются воздействия с целью появления осадков, осушения или наоборот обводнения определенных территорий и т.д.

В настоящее время в научной литературе существует несколько определений технологического процесса. В частности ГОСТ 3.1109-82 технологический процесс определяется как часть производственного процесса, содержащая целенаправленного действия по изменению и (или) определению состояния предмета труда. Это определение звучит иногда как часть производственных действий по изменению и последующему определению состояния предмета производства, а также технологический процесс трактуется как последовательность технологических операций, необходимых для выполнения определенного вида работ. В ряде литературных источников приводятся и другие определения понятий технологических процессов.

Проводя анализ имеющихся формулировок технологических процессов следует отметить, что несмотря на определенное их сходство имеются и различия, состоящие в том, что в них отличаются важные черты, но не всегда главные свойства, присущие любому технологическому процессу. Прежде всего следует заметить, что любой технологический процесс выполняется для достижения определенной цели. Далее следует понимать, что каждый технологический процесс протекает в определенной среде и чаще всего на некотором отрезке времени. С учетом изложенного обобщения наиболее полное определения технологического процесса можно трактовать следующим образом. Технологический процесс есть совокупность протекающих во времени и определенном пространстве операций, проводимых с целью получения требуемого результата. Такое определения технологического процесса являются более общим и отражает его наиболее существенные черты. Поскольку в соответствии с выше приведенным определением существенным признаком технологического процесса является достижение определенного результата среди возможных критериев качества любого технологического процесса следует определить критерий, устанавливающий количественную меру достижения этого результата. Чаще всего в реальной практике желаемый результат может быть достигнут при реализации нескольких операций, время выполнения которых для общности подхода будем считать случайным. Случайным в общем случае будет являться и количество операций, приводящих к желаемому результату. Следовательно, количественный критерий качества технологического процесса следует искать в области вероятностных мер, например в виде вероятности $P_y(t)$ успеха достижений желаемого результата. Если для достижения успеха требуется выполнить n_y отдельных операций, а в определенный момент времени t выполнено $n_{\text{В}}$ успешных операций, то интенсивность достижения успеха можно определить как

$$V(t) = \frac{dn_{\alpha}}{(n_y - n_{\alpha})dt} . \qquad (1)$$

$$V(t)dt = \frac{dP_y(t)}{1 - P_y(t)} . \qquad (2)$$

Решением такого рода уравнений при определенных начальных условиях являются функции вида:

$$P_y(t) = 1 - e^{-\int_0^t V(t)dt}. \quad (3)$$

Найденная вероятность может быть одной из количественных мер качества технологического процесса. Качество успешного выполнения технологических процессов чаще всего определяется при выполнении процедур контроля. Недостатком приведенной выше модели является то обстоятельство, что в соответствии с вероятностью достижения желаемого успеха не является достоверным событием даже при существенном увеличении длительности технологического процесса. Вместе с теми требованиями нормативных документов, например [1], является необходимость достижения успешного завершения технологического процесса с вероятностью, равной 1. С указанной целью следует осуществить такую организацию технологического процесса, при которой время выполнения каждой операции не является случайной величиной. В этом случае вероятность успешности завершения технологического процесса будет пропорциональна доле времени T_n, выделенного для его проведения по отношению к номинальному времени T_{n0}, необходимого для выполнения всех требуемых операций.

Однако, поскольку процесс фиксации каждой технологической операции обычно определяется системой контроля, в которой возможны пропуски выполнения необходимых операций с вероятностью $P_{\text{H.O.}}$, m_0 вероятность достижения успеха в этом случае должна определяться как

$$P_y(t) = (1 - P_{\text{H.O.}})\frac{T_n}{T_{n0}}. \quad (4)$$

Выводы

Протекание большинства видов технологических процессов носит стохастический характер ввиду стохастичности параметров самих технологических процессов, а также стохастических свойств средств определения их состояния. Задачей контроля состояния технологических процессов является установления состояния технологического процесса предъявляемым требованиям с последующим принятием решений о выдаче необходимым корректирующих воздействий.

Список литературы

1. *Правила* технічної експлуатації наземних засобів радіотехнічного забезпечення в цивільній авіації України. Київ, 2007 р. 76 с.

2. *Михайлов А.В., Савин С.К.* Точность радиоэлектронных устройств М. Машиностроение. 1976, 200 с.

3. *Новиков В.С.* Техническая эксплуатация авиационного радиооборудования М. Транспорт, 1987, 260 с.

УДК 519.213.2 (043.2)

І.Г. Прокопенко, д.т.н., проф., Н.С. Бабанська, студентка
(Національний авіаційний університет, Україна, м. Київ)

АНАЛІЗ ПОСЛІДОВНОСТЕЙ ВИПАДКОВИХ ВЕЛИЧИН ІЗ ЗАДАНИМ ЗАКОНОМ РОЗПОДІЛУ

В роботі були досліджені алгоритми моделювання послідовностей статистично незалежних випадкових чисел з заданим законом розподілу, а також розглянуті методи аналізу та оцінки емпіричних щільностей та функцій розподілу ймовірностей з різними способами апроксимації розподілів

Вважається, що послідовність чисел, що згенерувала комп'ютером, є детермінованою: кожне число, окрім першого, залежить від попередніх чисел, тобто є квазівипадковою послідовністю чисел. Проте у зв’язку з використанням доволі складних алгоритмів генерування чисел і в рамках даного дослідження буде використовуватись поняття послідовності незалежних випадкових чисел із заданим розподілом, тобто кожне число було отримано випадково і кожне число має задану ймовірність появи в будь-якій заданій області значень [2].

Першим кроком була генерація випадкових чисел з рівномірним розподілом на інтервалі *(0,1)*. Генерація була здійснена за допомогою найбільш популярного в даний час алгоритму, запропонованого Д.Г. Лехмером в 1949 році:

$$X_{n+1} = \left[a \cdot X_n + c\right] \cdot (\mathrm{mod}\, m), \quad \begin{array}{l} n \geq 0 \\ m, 0 < m \\ a, 0 \leq a < m \\ c, 0 \leq c < m \\ X_0, 0 \leq X_0 < m \end{array} \qquad (1)$$

де m – модуль, a – множник , c – приріст, X_o – початкове значення.

Така послідовність називається лінійною конгруентною. Її недоліком, як і в будь-якої послідовності типу $X_{n+1} = f(X_n)$,є обов’язкове існування циклу, який повторюється нескінченну кількість разів, f перетворює кінцеву множину саму в себе. Цикли, які повторюються називаються періодами [2]. Дослідження відбувалось при вибірці $n = 10000$і для генерованої послідовності період виявився доволі великим і визначеним не був. За отриманими результатами був побудований графік щільності розподілу ймовірностей для $k = 10$ інтервалів.

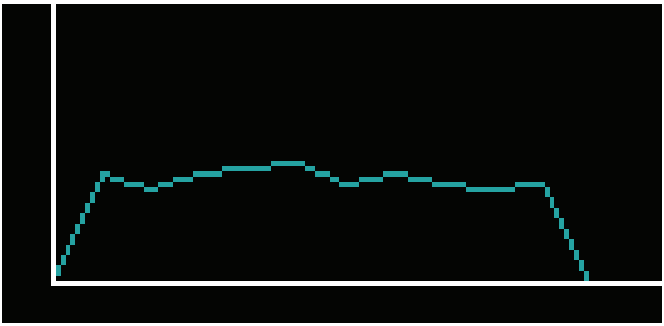


Рис.1. Емпірична щільність розподілу ймовірностей (ЩРІ).

Оцінка емпіричної щільності розподілу ймовірностей була проведена за критерієм узгодженості К. Пірсона [1,2,4]:

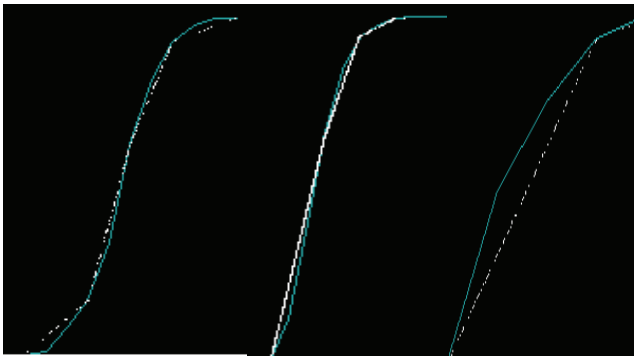
$$\chi^2 = \sum_{j=1}^{k}\left[\frac{(m_j - np_j)^2}{np_j}\right] \tag{2}$$

де m_j – частота попадання генерованих чисел в *j*-й інтервал при заданому рівномірному розподілі, а p_j – ймовірність попадання випадкової величини в *j* -й інтервал розраховані за допомогою теоретичної ЩРІ для рівномірного розподілу, *n* – величина вибірки. Перевірка критерієм χ^2 показала, що міра розходження χ^2=5 для числа ступенів свободи $v = k - 1 = 9$ і є меншою ніж граничне значення χ^2 для значення ймовірності ризику критерію 0,75, тобто гіпотезу про рівномірність розподілу можна прийняти.

Наступним кроком стала генерація послідовності випадкових чисел розподілених за експоненційним законом, законами Гауса та Релея з бажаною інтегральною функцією розподілу (ІФР) та отримання зворотної до неї функції. В зв'язку з тим, що ця функція не завжди може бути описана аналітично, була застосована апроксимація ІФР лінійними сплайнами [5]:

$$F(x) = \begin{Bmatrix} a_1 \cdot x + b_1, 0 < x < c_1 \\ a_2 \cdot x + b_2, c_1 < x < c_2 \\ a_n \cdot x + b_n, c_{n-1} < x < c_n \end{Bmatrix} \tag{3}$$

$$x = \begin{Bmatrix} \dfrac{F - b_1}{a_1}, 0 < F < F_1 \\ \dfrac{F - b_2}{a_2}, 0 < F < F_2 \\ \dfrac{F - b_n}{a_n}, 0 < F < F_n \end{Bmatrix} \tag{4}$$



а) б) в)

Рис.2 Апроксимація ІФР лінійними сплайнами: а) для послідовності чисел, розподілених за законом Гауса; б) для послідовності чисел, розподілених за законом Релея; в) для послідовності чисел, розподілених за експоненційним законом.

Порівняння емпіричної ІФР та ІФ початкового розподілу було здійснено за критерієм згоди Колмогорова-Смирнова:

$$D_n = \sup_x \left| F_n(x) - F(x) \right|, \tag{5}$$

де $\sup_x$ – верхня границя множини відстаней; $F(x)$ – ІФ початкового розподілу; $F_n(x)$ - ІФР.

Оцінка за цим критерієм показала, що для послідовності чисел розподілених за законами Гауса та Релея відхилення емпіричної функції розподілу є незначними, що підтверджує гіпотезу про заданий розподіл, але послідовність чисел, розподілених за експоненційним законом, використаний метод апроксимації описує не точно.

Останнім кроком в роботі стало моделювання випадкової послідовності – суміші Гаусівського та невідомого шумів. Завданням було генерування шуму який відрізняється від Гаусівського, хоча це ніяк не можливо сприйняти на слух, вирізнити по формі реалізації або в спектрі шуму та аналіз отриманої суміші.

Для вирішення задачі була використана апроксимація на основі спеціальних рядів – функцій, заснованих на поліномах Чебишева - Ерміта. До таких належить і ряд Грама – Шарльє, який доречно використовувати для опису розподілів близьких до нормального.

$$F(x) = \Phi(u) - \frac{1}{6} \cdot \sqrt{\frac{\mu_3^2}{\mu_2^3}} \cdot \Phi^{(3)}(u) + \frac{1}{24} \cdot \left(\frac{\mu_4}{\mu_2^2} - 3\right) \cdot \Phi^{(4)}(u) + \frac{1}{72} \cdot \frac{\mu_3^2}{\mu_2^3} \cdot \Phi^{(6)}(u) + \ldots \tag{6}$$

де $\Phi(u)$ - функція нормального розподілу центрованої і нормованої величини $u = (x - \mu_1)/\mu_2^{0.5}$; $\Phi^{(k)}(u)$ - k-та похідна від функції нормального розподілу.

Ця апроксимація включає в себе оцінку параметрів закону розподілу - центральних та початкових моментів. При дослідженні вираховувались моменти до четвертого порядку включно [3,5], тобто математичне очікування (6), дисперсія (7), коефіцієнт асиметрії (8) та коефіцієнт ексцесу (9):

$$\mu_1 = \int xf(x)dx \,. \tag{7}$$

$$\mu_2 = \int (x - \mu_1)^2 f(x)dx \,. \tag{8}$$

$$\gamma_1 = \frac{\mu_3}{\sigma^3} \,. \tag{9}$$

$$\gamma_4 = \frac{\mu_4}{\sigma^4} - 3 \,. \tag{10}$$

Як відомо, якщо моменти функцій співпадають, то співпадають і ці функції. Для повірки гіпотези про те, чи може дана вибірка належати обраному закону розподілу, в цій конкретній задачі – Гаусівському закону, був введений новий критерій узгодженості з використанням розрахованих моментів:

$$K = \sqrt{\frac{(\mu_1 - \mu_1^*)^2}{\mu_2} + \frac{(\mu_2 - \mu_2^*)^2}{\mu_2^2} + (\gamma_1 - \gamma_1^*)^2 + (\gamma_2 - \gamma_2^*)^2} \,. \tag{11}$$

Висновки

Проведений аналіз змодельованих послідовностей статистично незалежних випадкових чисел з заданим законом розподілу з використанням різноманітних способів оцінки емпіричних ЩРІ та ІФР. Результати досліджень можуть бути використані для моделювання та аналізу в статистичній обробці сигналів.

Список літератури

1. *Прокопенко І.Г., Корнільєв Е.А., Тарасенко С.А.* Математичні моделі в обрахунках на ЕОМ:Конспект лекцій. – К.:НАУ, 2007.

2. *Д.Е. Кнут.* Искусство программирования для ЭВМ т. 2. Получисленные алгоритмы. Перевод с английского – М.: “Мир”, 1977.

3. *Прокопенко І.Г.* Статистична обробка сигналів: навч.посіб. – К.: НАУ, 2011.

4. *Соболь И.М.* Численные методы монте-карло. – М.: Наука, 1973.

5. *Ходасевич Г.Б.* Обработка эксперементальных данных на ЭВМ. Часть 1. Обработка одномерных данных [Электронный ресурс]: Учебное пособие. – Режим доступа: http://dvo.sut.ru/libr/opds/i130hodo_part1/5.htm.

УДК 519.213.2 (043.2)

К.І. Прокопенко, к.т.н., докторант
(Національний авіаційний університет, Україна, м. Київ)

РОЗПІЗНАВАННЯ ІНФОРМАЦІЙНИХ ПОТОКІВ В КАНАЛІ РАДІООБМІНУ МІЖ ДИСПЕТЧЕРОМ ТА ЕКІПАЖЕМ ПОВІТРЯНОГО СУДНА

Розглянуто підхід до вирішення задач розпізнавання мовних повідомлень, що використовує датчик інформаційних одиниць і марковську модель інформаційного потоку.

Результати статистичного аналізу переконливо свідчать про те, що значна частина аварій та катастроф повітряних суден спричиняється через помилки екіпажу та диспетчерів у момент прийняття та виконання або невиконання керуючих рішень під час польоту. Причинами прийняття таких фатально-хибних рішень часто бувають помилкове сприйняття інформації, або підвищений емоційний стан сторін спілкування. Кількість помилок можна суттєво зменшити при застосуванні автоматизованих систем розпізнавання мовних повідомлень і візуальному представленні мовної інформації. В статті вводиться визначення інформаційного потоку, а також запропоновано класифікацію інформаційних потоків згідно етапів польоту.

Для кожного з інформаційних потоків запропоновано використання власних словника і граматики команд, властивих відповідному етапу польоту. Наведено опис алгоритму, який використовує словник та граматику інформаційного потоку для уточнення результатів розпізнавання. Запропоновані класифікація та алгоритм разом дозволяють істотно підвищити ефективність вирішення задачі розпізнавання в каналах радіообміну між диспетчером та екіпажем повітряного судна. Інформаційний потік – послідовність у часі інформаційних одиниць, що генеруються джерелом та за допомогою носія надходять до приймача, змінюючи при цьому його стан. Канал радіообміну між диспетчером та екіпажем можна розглядати як середовище, за допомогою якого відбувається передача інформаційних потоків. Інформаційний потік складається з інформаційних одиниць (предметний алфавіт), пов'язаних між собою правилами граматики (структура повідомлень). Для кожного етапу властиві свій алфавіт і своя граматика. Математичну модель інформаційного потоку побудуємо згідно наступних міркувань. Нехай $\Phi_1,...,\Phi_m$ множина (алфавіт, словник) інформаційних одиниць.

Послідовність інформаційних одиниць утворює команду (слово, речення). В каналі обміну «Диспетчер-екіпаж» послідовність інформаційних одиниць розгортається у часі, і її можна розглядати як часову послідовність, або часовий ряд (1). Схема утворення інформаційного потоку наведена на рис. 1.

$$x(t_i)=\sum_{k=1}^{m}\Phi_k \mathrm{I}(k,l(t_i)), i=1,...,n\ , \qquad \mathrm{I}(k,l(t_i))=\begin{cases}1, & k=l(t_i),\\ 0, & k\neq l(t_i)\end{cases} \tag{1}$$

де $\mathrm{I}(k, l(t_i))$ – індикаторна функція, $l(t_i)$ – керуючий марковський ланцюг із дискретною множиною значень $\{1 \ldots m\}$, структура якого визначається граматикою певного інформаційного потоку. Згідно визначенню моделі, $l(t_i)$ може змінювати свій стан у певні моменти часу.

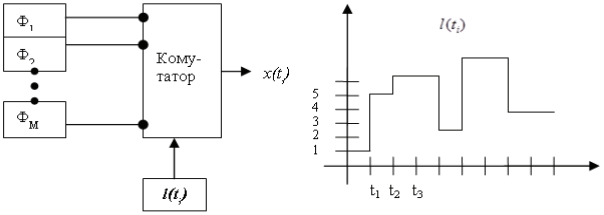


Рис 1. Схема утворення інформаційного потоку за допомогою керуючого марковського ланцюга $l(t_i)$.

Розглянемо модель інформаційного потоку $O_k(t_i),\ k = 1,...,Q;\ i = 1,...,N$, граматика якого описується марковським ланцюгом $l_k(t_i)$, з матрицею перехідних ймовірностей

$$\Pi_k = \begin{pmatrix} \pi^k{}_{11}, \pi^k{}_{12}, ..., \pi^k{}_{1m} \\ \pi^k{}_{21}, \pi^k{}_{22}, ..., \pi^k{}_{2m} \\ ... \\ \pi^k{}_{M1}, \pi^k{}_{M2}, ..., \pi^k{}_{mm} \end{pmatrix} \qquad (2)$$

Значення перехідних ймовірностей (елементів матриці Π_k) визначаються типом інформаційного потоку O_k і його граматикою.

Нехай мовні повідомлення передаються російською мовою. З метою розробки моделі було розроблено програмне забезпечення, що дозволяє проводити фонологічний аналіз мовних повідомлень. Згідно з класичним визначенням, фонеми – це найменші одиниці звукової системи, з яких складаються значущі одиниці мови (морфеми і слова). У випадку застосування моделі (1) для мовних сигналів будемо вважати поняття фонеми і елементарної звукової складової еквівалентними. В спрощеному варіанті, фонологічна система сучасної російської мови складається з голосних - “а”, “о”, “у”, “э”, “ы”, “и”, твердих “б”, “в”, “г”, “д”, “ж”, “з”, “й”, “к”, “л”, “м”, “н”, “п”, “р”, “с”, “т”, “ф”, “х”, “ц”, “ч”, “ш” та пом’якшених “бь”, “вь”, “гь”, “кь”, “ль”, “мь”, “нь”, “пь”, “рь”, “сь”, “ть”, “фь”, “хь”, “чь”, “щ” приголосних звуків. Отриману множину фонем було прийнято як множину станів керуючого марковського ланцюга. Також розроблено програмне забезпечення, що за допомогою автоматичної обробки даних у електронному вигляді дозволяє отримати оцінки умовних ймовірностей переходів між фонемами. Як контрольну вибірку було взято технічний текст із галузі аеронавігації в сумарному обсязі більше 200 сторінок. Нехай для k-го інформаційного потоку дослідницьким

шляхом отримана матриця перехідних ймовірностей (вираз 2) між звуковими фонемами. Цифрований сигнал S каналу радіообміну сегментується [1] та подається на вхід приймача H у вигляді послідовності $W = (w_1, ..., w_n, w_{n+1}, ...)$ фрагментів реалізації аудіо-потоку.

В свою чергу, приймач H характеризується матрицею Q^H ймовірностей розпізнавання:

$$Q^H = \begin{pmatrix} \pi_{11} & ... & \pi_{1m} \\ ... & ... & ... \\ \pi_{m1} & ... & \pi_{mm} \end{pmatrix}, \quad (3)$$

де m – кількість фонем у словнику мови. Матриця Q^H отримана дослідницьким шляхом та містить інформацію про ймовірності розпізнавання приймачем H кожної з фонем словника відносно інших фонем словника, які подавалися на вхід цього приймача у вигляді фрагментів реалізацій навчальних вибірок. Наприклад, перший рядок матриці Q^H, може містити інформацію про розподіл ймовірності розпізнавання кожної з фонем словника за умови подання на вхід приймача фрагменту реалізації фонеми «а».

Отже, нехай на попередньому кроці алгоритму отриманий розподіл $P^*_{i-1}(w_{i-1})$ ймовірностей фонем для $i-1$ фрагменту реалізації аудіо-потоку S.

На наступному кроці алгоритму, за допомогою вектору $P^*_{i-1}(w_{i-1})$ та відомої матриці переходів формується вектор екстрапольованих (прогнозних) ймовірностей фонем на $i+1$ кроці:

$$P^{ext}_i(w_i) = P^*_{i-1}(w_{i-1})\Pi_k . \quad (4)$$

Далі, на вхід приймача H подається наступний, i-й фрагмент реалізації аудіо-потоку S. Для нього приймач H, згідно своїх характеристик Q^H (вираз 3), формує відповідний вектор розподілу ймовірностей фонем:

$$P_i(w_i) = (p_{1i}, ..., p_{mi}), \ \sum_{j=1}^{m} p_{ji} = 1 . \quad (5)$$

За допомогою отриманих векторів $P_i(w_i)$ та $P^{ext}_i(w_i)$ обчислюється результуючий вектор розподілу ймовірностей на i-му фрагменті реалізації:

$$P^*_i(w_i) = (p^*_{i1}, ..., p^*_{im}), \ p^*_{ik} = \frac{P^{\exp}_{ik} P_{ik}}{\sum_{j=1}^{m} P^{\exp}_{ij} P_{ij}}, . k = 1, ..., m . \quad (6)$$

Слід зауважити, що для першого сегменту реалізації $P^*_1(w_1) = P_1(w_1)$, оскільки для нього не існує попереднього фрагменту.

Таким чином, отриманий вектор $P^*_i(w_i)$ містить уточнену з урахуванням характеристики приймача H та матриці переходів інформацію

про ймовірні фонеми на i-му фрагменті реалізації. Найбільш ймовірною фонемою на даному сегменті слід вважати фонему, якій відповідає найбільше значення координати вектору $P_i^*(w_i)$:

$$F_{ij} = \arg\max_j (P_{ij}). \quad (7)$$

Запропонований алгоритм слід повторювати рекурентно для всіх наступних фрагментів $i+1$, $i+2, \ldots$. Отриману послідовність $F = (F_1, \ldots, F_i, F_{i+1}, \ldots)$ слід вважати найбільш вірогідним результатом з урахуванням характеристик приймача та матриці умовних переходів між фонемами.

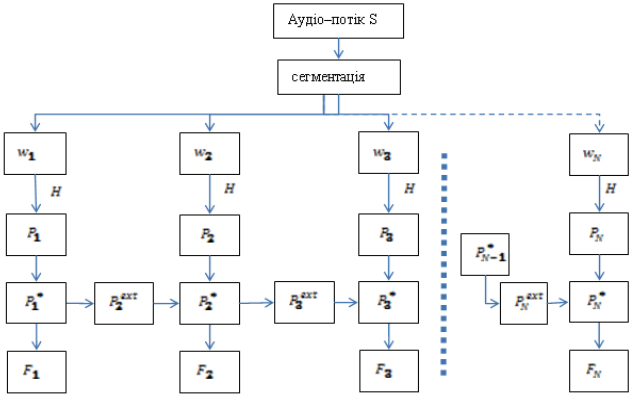


Рис. 2. Схема алгоритму розпізнавання аудіо-потоку за допомогою характеристик приймача та матриці переходів між фонемами.

Висновки

Проведені дослідження показують, що матриця умовних ймовірностей переходів між фонемами дозволяє значно підвищити ефективність розпізнавання фонем. Слід також зазначити, що подібний статистичний підхід може бути використаний на наступних етапах розпізнавання - орфографічному та граматичному (рис. 1). Для цього на рівні орфографічного аналізу необхідно використовувати матриці умовних ймовірностей переходів між складами, а на рівні граматичному – матрицю ймовірностей переходів між словами відповідної мови.

Список літератури

1. *Винцюк Т.К.* Анализ, распознавание и интерпретация речевых сигналов. – Киев: Наук. думка, 1987. – 264 с.

2. *Карпов О.Н.* Технология построения устройств распознавания речи: Моногр.- Д.:Изд-во Днепропетр. ун-та, 2001.-184 с.

УДК 519.87 (043.2)

О.О. Семенов, к.т.н., проф.
(Національний авіаційний університет, Україна, м.Київ)

ПРОГРАМИ ОБЧИСЛЕННЯ РОЗПОДІЛІВ І СПЕКТРАЛЬНИХ ХАРАКТЕРИСТИК РАДІОТЕХНІЧНИХ СИГНАЛІВ

Розглянуто побудову фільтрів обчислення в опціях математичного середовища MathCAD.

У теоретичних дослідженнях, що описують перетворення, яких зазнають сигнали у вузлах АРЕО, широкого вжитку набуло поняття функціонального оператору. У математиці під оператором розуміють правило, за яким кожному елементу x множини X ставлять у відповідність певний елемент y множини Y.

Лінійний оператор задається у вигляді співвідношення

$$y(j\text{щ}) = K(j\text{щ})X(j\text{щ}),$$

де $y(j\omega)$ – образ вихідного сигналу; $K(j\omega)$ – комплексний коефіцієнт передачі радіотехнічного вузла; $X(j\omega)$ – Фур'є-образ вхідного сигналу.

Ця форма базується на тій властивості лінійних систем, коли власним сигналом для них є гармонічний сигнал

$$x(t,\omega) = \exp(j(\omega t + \varphi)) = \cos(\omega t + \varphi) + \sin(\omega t + \varphi),$$

де ω – радіальна частота комплексного гармонічного сигналу, φ – його фаза.

Власним числом, що відповідає сигналу є $K(j\omega)$. Таким чином для сигналу виконується рівність (співвідношення)

$$y(t,\omega) = K(j\omega)x(t,\omega).$$

Вихідний сигнал лінійної системи є комплексна гармоніка

$$K(j\omega) = \left|K\left(j\omega\right)\right|e^{j\varphi(\omega)}e^{j\varphi(\omega t+\varphi)} = \left|K\left(j\omega\right)\right|e^{j\varphi(\omega+\omega t+\varphi)},$$

у якої змінюється амплітуда пропорційно модулю $|K(j\omega)|$, і фазовий зсув, на який впливає затримка у вузлі φ(ω). Представлення базується на розкладанні вхідного сигналу $x(t)$ в ряд Фур'є за системою власних функцій лінійного оператора, тобто за гармонічними функціями, що дозволяє отримати Фур'є-перетворення вихідного сигналу – $y(j\ \omega)$. Для отримання власне вихідного сигналу $y(t)$ треба виконати зворотнє перетворення Фур'є .

У статті наведені фрагменти програмних файлів, виконаних у математичному середовищі *MathCAD*[13], що обчислюють розподіли та спектральні характеристики радіотехнічних сигналів.

У якості прикладу наведено радіосигнал із регульованими параметрами (тривалість імпульсу, частота, амплітуда, початкова фаза тощо) – це так називаний телеграфний радіосигнал.

Для наочності подається осцилограма сигналу, його спектральне зображення у базисі швидкого перетворення Фурьє та після оберненого перетворення БПФ знов таки осцилограму сигналу, який фактично пройшов через радіотехнічний вузол з одиничним коефіцієнтом підсилення та відсутнім фазово-частотним спотворенням.

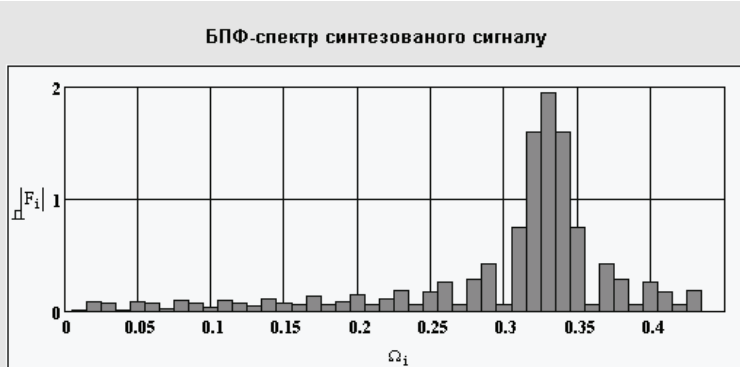


Рис. 1. Спектр синтезованого сигналу.

Окремою таблицею у програмному файлі наведено обраховану амплітудно-частотну характеристику (АЧХ) вхідного сигналу. Обраховані всі задані сто двадцять вісім значень дискретного АЧХ за БПФ, але виведено лише окремий фрагмент обчислення, бо весь масив даних багатоточкового перетворення занадто громіздкий. За цима складовими можна обрахувати за потреби як розподіл потужності сигналу за частотами, так і фазочастотну характеристику фільтрів ФЧХ.

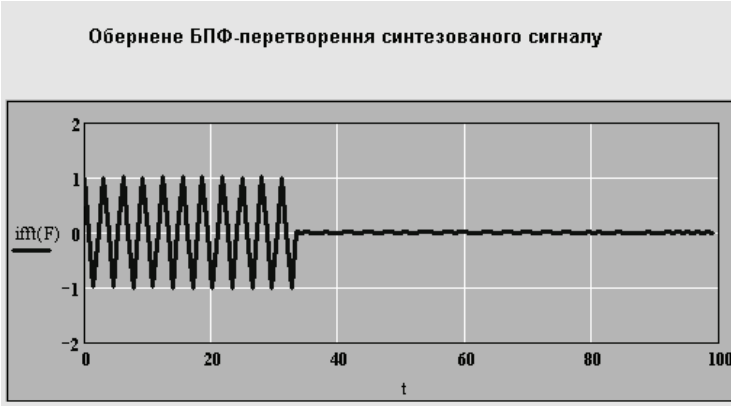


Рис.2. Обернене БПФ-перетворення синтезованого сигналу.

У програмі змодельована АЧХ високочастотного фільтру ФВЧ за допомогою застосування опції математичного середовища *pnorm* (N, m_1, stdiv). Після домноження спектрального образу вхідного сигналу на відповідні значення цієї опції формування інтегрального нормального розподілу отримуємо спектральний образ сигналу, що пройшов скрізь гаусівський ФВЧ.

Коригування АЧХ фільтру можливе як за частотою зрізу, так і за крутизною цього зрізу. Число, що ставиться до оператору опції на місце математичного сподівання, передбаченого початковими умовами використання опції, є модельованою частотою зрізу. Число, що ставиться на місце середньоквадратичного відхилення нормального розподілу, моделює крутизну зрізу гаусівського фільтру.

Використання зворотнього рахунку у циклі обрахування АЧХ фільтру низьких частот ФНЧ дозволяє промоделювати його за допомогою тої самої опції *pnorm* (N, m_1, stdiv), що використовувалася і для ФВЧ.

Для моделювання частотної смуги фільтру BPF у програмі використано опцію диференціального нормального розподілу *dnorm* (N, m_1, stdiv), домноження на яку спектрального образу вхідного сигналу дає АЧХ у смузі частот. Так само змінення *stdiv* дає змінення крутизни частотної смуги, а значення математичного сподівання m_1 – максимум АЧХ.

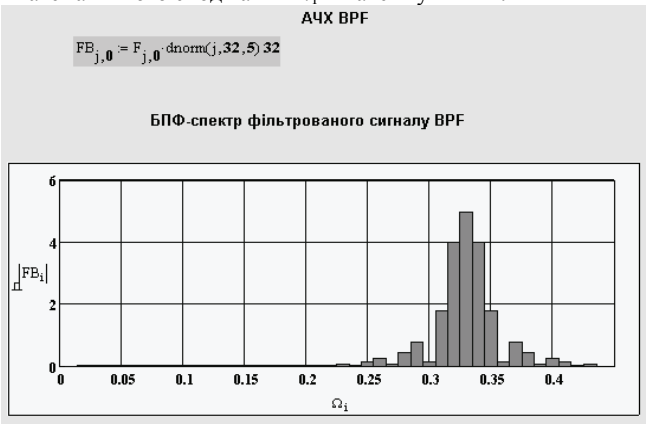


Рис. 3. БПФ-спектр фільтрованого сигналу.

Для нормування та узгодження вихідних даних з вхідними у деяких операторах поставлені узгоджуючі коефіцієнти. Тоді осцилограми вихідних сигналів матимуть однаковий вигляд і масштаб.

Використовуючи цей метод можна отримати у математичному середовищі *MathCAD*[13] достатньо широкий вибір дискретизованих АЧХ різних видів фільтрів.

Були також формовані АЧХ фільтрів за допомогою алгебраїчних функцій монотоннозпадаючих та монотоннозростаючих із зміною аргументу.

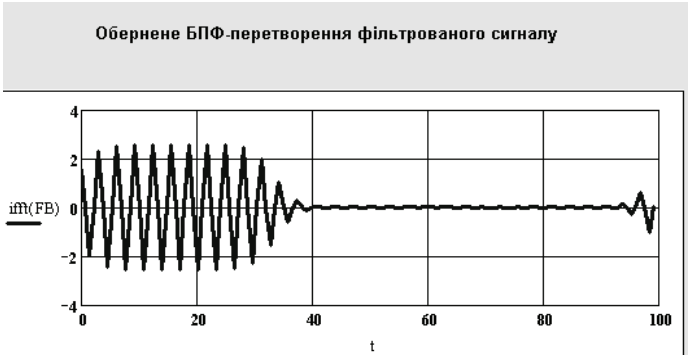


Рис. 4. Обернене БПФ-перетворення фільтрованого сигналу.

У наведеному програмному файлі змодельований радіотелеграфний сигнал з можливістю змінення всіх його параметрів і, звичайно, його тривалості, що безпосередньо впливає на спектр вхідного та вихідного сигналів.

Для наведеної кількості точок БПФ досить прозоро видно всі особливості фільтрації на осцилограмах радіосигналу. Кількість точок БПФ має бути обов'язково ступенем двійки (у прикладі: $N = 2^7 = 128$; кількість точок – 64; частоти зрізу – 32).

Звичайно, опції *pnorm* (N, m_1, stdiv) і *dnorm* (N, m_1, stdiv) у програмах MM502 мають сенс лише масштабуючих коефіцієнтів АЧХ, а не характеристик випадкових процесів.

Висновки

У результаті проведених обчислень показано, що за умови використання опцій *pnorm* (N, m_1, stdiv) і *dnorm* (N, m_1, stdiv) математичного середовища MathCAD для обробки результатів вимірювань можна з високою точність отримати задані амплітудно-частотні характеристики фільтрів з оперативним переналаштовуванням частот зрізу, крутизни АЧХ та власне виду фільтрації.

Список літератури

1. *Розробка* програмного забезпечення для математичних моделей сумішей сигналів і завад і стійких методів й алгоритмів обробки сигналів в ІВС [Текст]: Звіт про ІІІ етап НДР 716-ДБ11 держ. реєстрації № 0111U002320 «Стійкі методи і алгоритми обробки сигналів в інформаційно-вимірювальних системах». [Наук. керівник І. Прокопенко. Відп. виконавець А.Семенов. Авт. колектив – 12 науковців]. – Київ: НАУ, 2013. – 146 с.

УДК 681.5.08: 004.942 (043.2)

Г.Е. Соколов, к.ф.-м.н., доц.
(Национальный авиационный университет, Украина, г. Киев)

ПОСТРОЕНИЕ КОМПЬЮТЕРНОЙ МОДЕЛИ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННОГО ОХРАННОГО ИЗВЕЩАТЕЛЯ

В работе проводится моделирование на уровне функциональной схемы оптико-электронного пассивного охранного извещателя средствами MATLAB.

Моделирование систем на уровне функциональных схем широко используется в практике проектирования [1]. В настоящей работе проводится моделирование на уровне функционально схемы средствами MATLAB оптико-электронного пассивного охранного извещателя. Подобные извещатели широко применяются в охранных системах, но такие основополагающие характеристики как вероятность правильного обнаружения нарушителя и вероятность ложной тревоги в ТУ на устройство не приводятся. Представляется интересной теоретическая оценка этих характеристик, без которых невозможно оценить качество всей системы безопасности охраняемого объекта.

В оптико-электронных пассивных охранных извещателях применяются разнообразные методы обработки сигналов. В работе рассмотрен один из наиболее распространенных аналоговых методов обработки [2].

Структурная схема извещателя показана на рис 1.

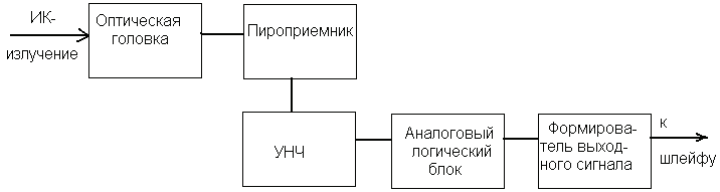


Рис. 1. Структурная схема ИК-извещателя.

Назначение блоков укрупненной структурной схемы следующее. Оптическая головка собирает поток теплового излучения с площади, определяемой апертурой антенны и концентрирует его на пироэлемент. В пироприемник вместе с пироэлементом входит согласующий элемент (усилитель). Назначение пироприемника в преобразовании ИК-излучения в электрический сигнал, пропорциональный мощности излучения. В аналоговом ИК-извещателе сигнал с приемника усиливается и фильтруется с помощью Усилителя низкой частоты. Это очищает сигнал от шумов и увеличивает надежность работы Логического блока. Логический блок тоже аналоговый, т.е. он обрабатывает аналоговый сигнал. Логический блок анализирует уровень мощности и форму электрического сигнала и формирует двухбитовый сигнал «есть нарушитель»- «нет нарушителя». Формирователь выходного сигнала

преобразует двухбитовый сигнал в сигнал, воспринимаемый стандартным шлейфом охранной сигнализации.

Надежное разделение Логическим блоком сигналов от человека-нарушителя и сигналов от животных, попавших в охраняемую зону, а также сигналов от меняющегося фона определяет уровень ложных тревог, подаваемых охранным извещателем. Поэтому детальный учет логической обработки сигналов особенно важен. Для анализа было взято типовую структуру аналогового логического блока.

Функциональная схема модели охранного пассивного извещателя показана на рис. 2.

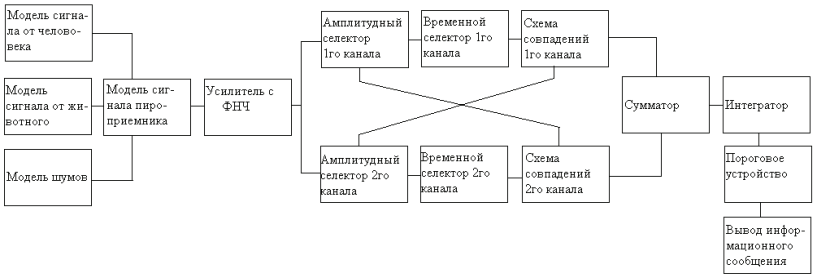


Рис. 2. Функциональная схема модели охранного пассивного извещателя.

Характерными особенностями рассматриваемой модели, связанными с определенными упрощениями являются:

1. Оптическая часть устройства, а именно: оптическая головка и пироприемник заменены на генератор сигнала пироприемника, состоящий из трех независимых частей: генератор сигнала от человека-нарушителя, генератор сигнала от животного и генератор помех от фона и шумов пироприемника.

2. Амплитудно-частотная характеристика УНЧ заменена на АЧХ ФНЧ. Это упрощает анализ несимметричных сигналов с ненулевой постоянной составляющей. Логический блок анализирует уровень мощности сигнала с помощью амплитудных селекторов, а форму сигнала – с помощью временных селекторов. Интегратор преобразует временные соотношения в амплитудные. Пороговое устройством формирует бинарный сигнал.

3. Формирователь выходного сигнала моделируется выводом информационного сообщения на дисплей. Такая модель естественно адаптируется под компьютерное моделирование.

Ниже рассмотрено компьютерное моделирование функциональной схемы в рамках среды MATLAB.

Моделирование сигнала от человека или животного опирается на реальные измерения таких сигналов, описанные в литературе. Сигнал от человека, пересекающего луч зоны чувствительности ИК-датчика, представляет собой почти симметричный двухполярный сигнал, длительность которого зависит от скорости перемещения нарушителя, расстояния до

датчика, ширины луча, и может составлять приблизительно 0,02...10 с при регистрируемом диапазоне скоростей перемещения 0,1...7 м/с. Помеховые сигналы в большинстве своем являются несимметричными или имеющими отличную от полезных сигналов длительность. При этом. сигнал от движущегося человека возникает на выходе сдвоенного пироэлемента только при пересечении человеком луча зоны чувствительности и представляет собой почти симметричный двухполярный сигнал, близкий по форме к периоду синусоиды.

Помехи моделируются гауссовым случайным сигналом с нулевым средним значением и дисперсией, определяемой параметром sigma.

Сигнал такой формы представлен на рис. 3. Задавая численно параметры T1, T2, T3, T4, T5, U2, U4, sigma можно промоделировать сигнал различной продолжительности, формы и амплитуды, причем как симметричный, так и несимметричный. Реализация этой части программы дает сигнал пироприемника в шумах. График его приведен на рис. 3.

Моделирование усилителя с ФНЧ. Как видно по модели, приведенной на Рис. 3, сигнал с пироприемника пропускается через сглаживающий фильтр и усилитель. Такая обработка позволяет радикально уменьшить уровень аддитивных гауссовых шумов.

В модели фильтрация осуществляется в частотной области.

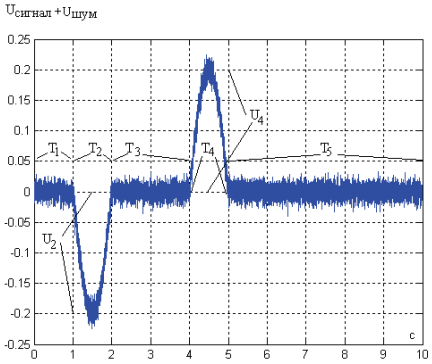


Рис. 3. Модель сигнала пироприемника в аддитивной смеси с гауссовыми шумами.

Моделирование усилителя осуществляется умножением полезного сигнала на коэффициент усиления k. При этом АЧХ коэффициента усиления усилителя принимается равномерной, частотная зависимость входит в АЧХ фильтра. Здесь коэффициент усиления k является входным параметром программы. Реализация этой части программы дает сигнал пироприемника очищенный от шумов.

Моделирование логической обработки. Сигнал пироприемника, очищенный от шумов, подвергается логической обработке. Только сигнал «правильной» формы определяется как сигнал от человека-нарушителя. Рассмотрим обработку последовательно.

Моделирование работы амплитудных селекторов. Амплитуды полуволн сигнала проверяются амплитудными селекторами. Они сравниваются с порогами P1 и P2 и формируются импульсы единичной амплитуды и длительностью равной отрезку времени, на котором полуволны превысили пороги.

Таким образом, величины порогов P1 и P2 являются входными данными для программы. Программа последовательно перебирает отсчеты обрабатываемого сигнала, сравнивает их с порогом и формирует выходной сигнал амплитудного селектора, равный 1 в случае превышения порога и равный 0 в случае непревышения.

Реализация этой части программы дает выходные сигналы амплитудных селекторов.

Моделирование импульса временной селекции. Максимумы полуволн должны следовать один за другим через определенный интервал времени, ни слишком быстро, ни слишком медленно. Эти величины контролируются временными селекторами. Задний фронт выходного импульса каждого амплитудного селектора запускает начало импульса временного селектора с задержкой на время T6. После чего формируется импульс временной селекции длительностью T7.

Таким образом, величины селективных интервалов T6 и T7 являются входными данными для программы. Программа дифференцирует импульс выходного сигнала амплитудного селектора и вычисляет момент заднего среза (при дифференцировании в этот момент возникает отрицательный импульс). Далее просто формируется импульс временной селекции, чье положение на временной оси точно определено.

Реализация этой части программы дает выходные сигналы временных селекторов.

Моделирование схемы совпадений и сумматора. Схема совпадений повторяет импульс выходного сигнала амплитудного селектора, если он совпадает с импульсом выходного сигнала временного селектора другого канала. Таким образом, совпадает только один импульс или ни один. Затем выходные сигналы каналов суммируются. Программа просто перемножает соответствующие импульсы единичной амплитуды, а получившиеся в результате новые импульсы – суммирует.

Реализация этой программы дает выходной сигнал сумматора.

Моделирование интегратора. На этом этапе обработки вычисляется интеграл от импульса единичной амплитуды и длительности τ, т.е. мы вычисляем длительность импульса, а она равна интервалу времени, на котором полуволна обрабатываемого сигнала превышает порог.

Программа вычисления сводится к вызову процедуры MATLAB, вычисляющей интеграл методом трапеций.

Моделирование пороговой схемы и выдачи тревожного сигнала на дисплей. Интервал времени, на котором полуволна обрабатываемого сигнала превышает амплитудный порог должна быть не менее, чем заданная величина. Эта величина задается порогом P3 порогового устройства. Пороговая схема сравнивает величину выходного сигнала интегратора

(равную оцениваемому интервалу) с заданной пороговой величиной и в случае превышения определяет два возможных случая: 1) оцениваемый сигнал приемника соответствует всем критериям (это значит, что в охраняемой зоне появился человек-нарушитель); 2) оцениваемый сигнал приемника не соответствует хотя бы одному критерию (это значит, что в охраняемой зоне нет человека-нарушителя). В первом случае на дисплее появляется сообщение «Тревога». Во втором случае на дисплее появляется сообщение «Дежурный режим». Таким образом, величина порога P3 является входным параметром для программы. Программа производит сравнение вычисленного интеграла с порогом и печатает сообщение на экране. Реализация этой программы дает выходное сообщение ИК-извещателя. Это бинарное сообщение: «Тревога» или «Дежурный режим». Данная программа оформлена в виде Script-File.

На основе разработанной модели были проведены исследования помехоустойчивости алгоритма. Примеры показаны на рис.4 и рис.5.

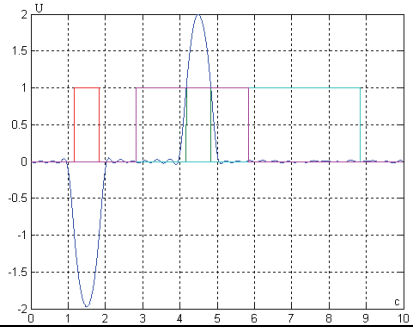


Рис.4. Большой сигнал, малый шум. T1=1;T2=1;T3=2;T4=1;T5=5; U2=-0.2;U4=0.2; sigma=0.01; P1=1; P2=1; P3=0.3;T6=1; T7=3; ; k=10; «ТРЕВОГА» (Правильное обнаружение нарушителя)

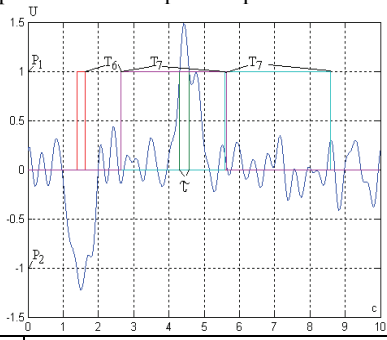


Рис.5. Малый сигнал, большой шум. T1=1;T2=1;T3=2;T4=1;T5=5; U2=-0.125; U4=0.125; sigma=0.2; P1=1; P2=1; P3=0.3; T6=1; T7=3; ; k=10; «ДЕЖУРНЫЙ РЕЖИМ» (Пропуск нарушителя)

Выводы

Таким образом, в работе проанализированы результаты моделирования на уровне функциональной схемы оптико-электронного пассивного охранного извещателя средствами MATLAB.

Список литературы

1. *Борисов Ю.П., Цветнов В.В.* Математическое моделирование радиотехнических систем и устройств. – М.: Радио и связь, 1985. – 176 с.

2. *Магауенов Р.Г.* Системы охранной сигнализации. Основы теории и принципы построения.- М.: Горячая линия - Телеком, 2004.- 364 с.

УДК 629.735.05: 53.087.61 (043.2)

О.В. Соломенцев, д.т.н., проф., М.Ю. Заліський, к.т.н.,
О.В. Зуєв, к.т.н., доц.
(Національний авіаційний університет, Україна, м. Київ)

СТАТИСТИЧНІ МОДЕЛІ ПОКАЗНИКІВ НАДІЙНОСТІ

Розглянуті статистичні моделі ймовірності безвідмовної роботи засобів радіотехнічного забезпечення польотів, знайдені аналітичні співвідношення для її щільності розподілу ймовірностей для різних моделей напрацювань на відмову.

Як відомо, наземні засоби радіотехнічного забезпечення польотів, відіграють важливу роль у процесі підтримки регулярності та безпеки польотів, а також ефективності функціонування підприємств цивільної авіації. Якість функціонування цих засобів забезпечує система експлуатації.

Інформаційні сигнали в системах експлуатації в загальному випадку носять випадковий характер. Аналіз літератури [1 – 4] показав, що недостатня увага приділена математичним моделям статистичних оцінок показників якості функціонування систем експлуатації засобів радіотехнічного забезпечення польотів для різних розподілів напрацювань та відновлень, що призводить до зниження ефективності цих систем.

Для вирішення практичних задач розробки та модернізації систем експлуатації [5] зазвичай використовуються узагальнені показники якості, за допомогою яких можуть бути обчислені ризики аеронавігаційного обслуговування, порогові рівні характеристик функціонування засобів радіотехнічного забезпечення польотів тощо. Одним із таких показників може бути, наприклад, коефіцієнт оперативної готовності, для знаходження якого необхідно знати інформацію щодо коефіцієнту готовності та ймовірності безвідмовної роботи. Статистичні моделі коефіцієнту готовності були розглянуті в [6]. Отже, актуальною науково-практичною задачею є знаходження аналітичних співвідношень для щільності розподілу ймовірності інших показників надійності.

Розглянемо основні статистичні характеристики ймовірності безвідмовної роботи.

Загально відомо, що під ймовірністю безвідмовної роботи $P(t)$ розуміється ймовірність того, що за певних умов експлуатації в заданому інтервалі часу або у межах заданого напрацювання t не відбудеться жодної відмови.

У загальному випадку вихідними даними для розрахунку показників надійності є статистичні дані щодо напрацювань t_i та відновлень τ_i засобів радіотехнічного забезпечення польотів. Для обчислення ймовірності безвідмовної роботи вичерпною може бути інформація щодо напрацювання на відмову.

Розглянемо випадок експоненціальних напрацювань на відмову. Імовірність безвідмовної роботи буде визначатись співвідношенням

$$P(t) = e^{\frac{-t}{\hat{T}_0}}, \tag{1}$$

де $\hat{T}_0$ – оцінка середнього напрацювання на відмову.

$$\hat{T}_0 = \frac{1}{n}\sum_{i=1}^{n} t_i .$$

Ця оцінка підпорядковується гамма-розподілу, тобто

$$f(x) = \frac{n}{\Gamma(n) T_0}\left(\frac{nx}{T_0}\right)^{n-1} e^{-\frac{nx}{T_0}},\ x \geq 0, \tag{2}$$

де n – кількість зафіксованих відмов, за якими здійснюється оцінка середнього напрацювання відмову; T_0 – математичне сподівання оцінки середнього напрацювання на відмову; $\Gamma(n)$ – неповна гамма-функція.

Щільність розподілу ймовірностей (ЩРІ) показника ймовірність безвідмовної роботи обчислюється із співвідношення

$$f(t,\ P) = f(x)\left|\frac{dx}{dP}\right|_{x=x(P)} . \tag{3}$$

Обернена функція співвідношення (1) та її похідна

$$x(P) = -\frac{t}{\ln P}, \tag{4}$$

$$\frac{dx}{dP} = \frac{t}{P \ln^2 P}. \tag{5}$$

Підставивши формули (2) та (5) у співвідношення (3) з урахуванням виразу (4), отримаємо

$$f(t,\ P) = \frac{n}{\Gamma(n) T_0}\left(-\frac{nt}{T_0 \ln P}\right)^{n-1} e^{\frac{nt}{T_0 \ln P}} \frac{t}{P \ln^2 P} .$$

Виконавши спрощення, запишемо остаточний вираз для ЩРІ ймовірності безвідмовної роботи

$$f(t,\ P) = \frac{n^n t^n}{P\Gamma(n)(T_0)^n \left|\ln^{n+1} P\right|} e^{\frac{nt}{T_0 \ln P}},\ 0 \leq P \leq 1 . \tag{6}$$

Теоретична ЩРІ та результати статистичного моделювання для значень вхідних параметрів $T_0 = 100$, $n = 5$, $t = 5$ та обсягу вибірки $N = 1000$ показані на рис. 1.

Номограми ЩРІ ймовірності безвідмовної роботи (у випадку, коли $T_0 = 100$, $n = 5$) за різних тривалостей t показано на рис. 2.

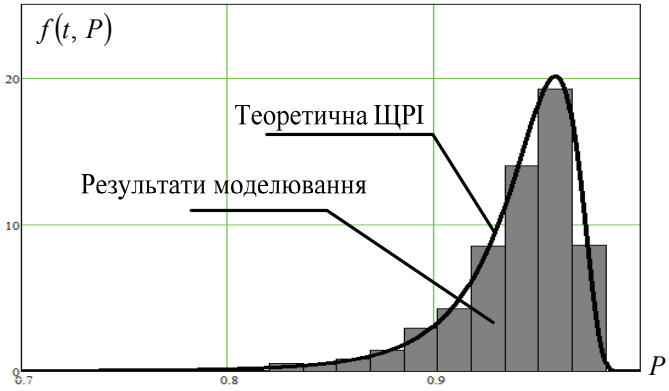


Рис. 1. Теоретична ЩРІ та результати статистичного моделювання.

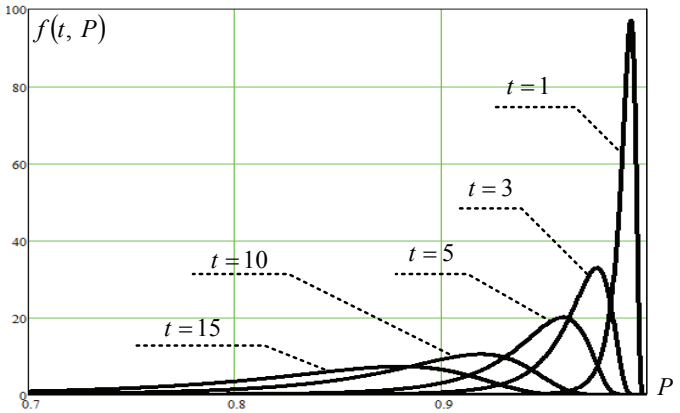


Рис. 2. Номограми ЩРІ ймовірності безвідмовної роботи.

Розглянемо випадок нормальних напрацювань на відмову. Тоді ймовірність безвідмовної роботи та оцінка середнього напрацювання на відмову

$$P(t) = 1 - \frac{1}{\sigma\sqrt{2\pi}} \int_0^t e^{\frac{-(t-\hat{T}_0)^2}{2\sigma^2}} dt \quad . \tag{7}$$

$$f(x) = \frac{\sqrt{n}}{\sigma\sqrt{2\pi}} e^{\frac{-n(x-T_0)^2}{2\sigma^2}} \quad , \; x \geq 0 \, . \tag{8}$$

Розклавши експоненту у формулі (7) у ряд Тейлора (для простоти розрахунків візьмемо два перші члени ряду), отримаємо

$$6\sigma^2 t - t^3 + 3t^2 x - 3tx^2 + x^3 = 6\sigma^3\sqrt{2\pi}(1-P)\ .$$

Розв'язавши це рівняння відносно x, можна записати

$$x(P) = t + \sqrt[3]{6\sigma^3\sqrt{2\pi}(1-P) - 6\sigma^2 t}\ ; \tag{9}$$

$$\frac{dx}{dP} = \frac{-2\sigma^3\sqrt{2\pi}}{\sqrt[3]{\left(6\sigma^3\sqrt{2\pi}(1-P) - 6\sigma^2 t\right)^2}}\ . \tag{10}$$

Підставивши формули (8) та (10) у співвідношення (3) з урахуванням виразу (9), отримаємо

$$f(t,\ P) = \frac{2\sigma^2\sqrt{n}}{\sqrt[3]{\left(6\sigma^3\sqrt{2\pi}(1-P) - 6\sigma^2 t\right)^2}}\, e^{\frac{-n\left(t+\sqrt[3]{6\sigma^3\sqrt{2\pi}(1-P)-6\sigma^2 t}-T_0\right)^2}{2\sigma^2}},\ 0 \le P \le 1\ .$$

Висновки

Отримані аналітичні співвідношення збігаються зі статистичним моделюванням, що підтверджує їх достовірність. Результати досліджень можуть бути використані в системах експлуатації засобів радіотехнічного забезпечення польотів, системах менеджменту якості виробництва продукції та надання послуг тощо.

Список літератури

1. *Левин Б.Р.* Теория надёжности радиотехнических систем (математические основы). Учебное пособие для вузов / Б.Р. Левин. – М.: Сов. радио, 1978. – 264 с.

2. *Надёжность* технических систем: Справочник. // Под ред. Ушакова И.А. – М.: Радио и связь, 1985. – 608 с.

3. *Барзилович Е.Ю.* Некоторые математические вопросы теории обслуживания сложных систем / Е.Ю. Барзилович, В.А. Каштанов. – М.: Советское радио, 1971. – 458 с.

4. *Соломенцев О.В.* Основи теорії надійності, експлуатації та ремонту радіоелектронної апаратури: Конспект лекцій / О.В. Соломенцев, Ю.М. Хмелько, І.К. Жаров, В.В. Німич. – К.: НАУ, 2007. – 108 с.

5. *Соломенцев О.В.* Вдосконалення структур обробки даних у системах експлуатації засобів аеронавігації // Проблеми інформатизації та управління / О.В. Соломенцев, М.Ю. Заліський, А.О. Мусієнко. – 2012. – № 1 (37). – С. 112 – 117.

6. *Соломенцев О.В.* Показник якості функціонування систем експлуатації наземних засобів радіотехнічного забезпечення польотів // Збірник наукових праць Державного університету інформаційних технологій / О.В. Соломенцев, О.В. Зуєв, М.Ю. Заліський. – 2010. – Т.8. – №2. – С. 194 – 200.

УДК 621.391 (043.2)

Ю.М. Хмелько, к.т.н., проф., Ю.С. Волковський, студент
Т.С. Герасименко, студентка
(Національний авіаційний університет, Україна, м. Київ)

МЕТОДИКА ОЦІНКИ ЗОНИ ОБМЕЖЕННЯ ЗАБУДІВЛІ В СИСТЕМІ МОБІЛЬНОГО ЗВ'ЯЗКУ

Розглянуто методику оцінки зони обмеження забудівлі в системі мобільного зв'язку, проаналізовані основні аналітичні співвідношення, наведено приклад розрахунку.

Серед сучасних телекомунікаційних середовищ найбільш розвиваються системи стільникового радіотелефонного зв'язку. Використання сучасних технологій дозволяє забезпечити абонентам таких систем високу якість голосових повідомлень, надійність і конфіденційність зв'язку, захист від несанкціонованого доступу до мережі і мініатюрність телефонів. Як відомо, при проектуванні стільникової системи мобільного зв'язку виникає проблема рівномірного радіопокриття територій, які можуть включати значні площі забудови. У зв'язку з цим необхідно мати достатньо точну інформацію про вплив зони забудови на умови розповсюдження радіосигналів дециметрового діапазону між базовими станціями і користувачем.

Розглянемо вплив зон забудови на умови розповсюдження радіохвиль дециметрового діапазону, використовуваного в системах стільникового мобільного зв'язку. У рекомендаціях головним параметром, що оцінює інтегральний ефект впливу зони забудівлі на радіосигнал, є питомий коефіцієнт загасання α (дБ/м). Ефективний погонний коефіцієнт загасання в зоні забудівлі може бути виражений у вигляді функціонала:

$$\alpha = \alpha\{\lambda, \dot{\varepsilon}_F, f_F, \zeta_P, L/\lambda, h_F/\lambda, h_A/\lambda, D/\lambda, U_W/U_F, F_S/f, \chi\}, \quad (1)$$

де $\lambda = c/f$ – рабочая довжина хвилі (f – частота); $\dot{\varepsilon}_F$ – комплексна діелектрична проникність будівель; f_F – об'ємна концентрація забудов; ζ_P – кут, що характеризує поляризацію електромагнітної хвилі, антеною BTS, що випромінює; L – довжина радіошляху в зоні забудівлі; h_F – висота будівель; h_A – висота підняття антени (для антен BTS та MS – $h1$, та $h2$ відповідно); D – відстань між MS і BTS; U_w – швидкість вітру (поза зоною забудівель); U_F – ефективна швидкість вітру в зоні забудівель; F_s – частота коливань будівель під дією вітрового навантаження; χ – критерій, що характеризує умови перевипромінення електромагнітних хвиль будівель при збільшенні їх вологості (в умовах дощу, снігу, туману).

У діапазоні частот, використовуваних в системі мобільного стільникового зв'язку стандарту GSM 900/1800/1900, відомі тільки експериментально знайдені значення ефективних коефіцієнтів загасання на фіксованій частоті f=1200 Мгц, при цьому $\alpha_v=\alpha_h=$ *-0,35* дБ/м, що є близькою до середньої величини між теоретичними значеннями*:* $\overline{\alpha}$ = -0,335 дБ/м.

Тому, можна допустити, що на частоті 900 Мгц a_m < -[0,25...0,3] дБ/м, на частоті 1800 Мгц – $a_m \equiv$ -0,5 дБ/м, на частоті 1900 Мгц $a_m \equiv$ а -0,53 дБ/м.

Таким чином, будівлі для радіохвиль в системах мобільного зв'язку є сильно відбиваючим середовищами.

Виникає завдання: при заданих значеннях: $h_2 \approx (2...3)$ м, робочій частоті f, чутливості приймальних пристроїв P_{rmin}, коефіцієнті загасання в зоні забудови α на даній робочій частоті, граничному значенні рівня радіосигналу на межі стільники $P_r(D_{max})$ і відстані між BTS і MS – D, визначити необхідне значення h_1 при якому забезпечується стійкий і надійний радіозв'язок.

Наближене рішення поставленої задачі.

1) Визначимо рівень радіосигналу на межі стільники відповідно до стандартом GSM (R_{max} = 35 км) з виразу:

$$P_r(D_{min}) = P_t G_l G_r (k/4\pi i D_{max}^2)^2 \tag{2}$$

відповідному умовам розповсюдження радіосигналу у вільному просторі.

2) Величина $P_r(D_{min})$ повинна бути більше величини чутливості приймача на величину запасу по потужності δ (δ ≥ 6 дБ/м)

$$P_r(D_{max}) \geq P_{r\min} \text{ або } P_{r\min} + \delta \leq P_r(D_{max}) \tag{3}$$

3) При допущенні, що в зоні забудівлі MS знаходиться на відстані, при якому кут ковзання

$$\theta = arctg(h_1 - h_2)/D \leq 5°, \tag{4}$$

вважаємо, що

$$L_1 = L\cos\theta, \text{ при } \cos 5° \to 1. \tag{5}$$

4) при допущенні, що максимальне робоче загасання на радіошляху в зоні забудівлі не повинне перевищувати абсолютної величини рівень:

$$[(P_{r\min} + \delta)] \geq [a_{\max}] = [\alpha(f) L_{1\max}], \tag{6}$$

набудемо значення

$$L_{1\max} \leq [P_{r\min} + \delta]/[\alpha]. \tag{7}$$

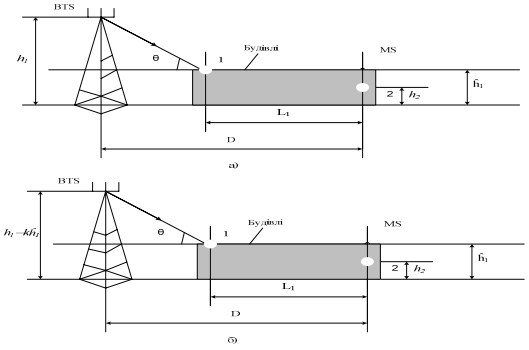


Рис. 1. Вплив висоти підняття антен BTS на величину потужності сигналу в точці прийому: а) $h_1 = 2h_f = 40$ м; б) $h_1 = 5h_f = 100$ м.

5) Висоту h_1 в цьому випадку можна визначити з рівняння:

$$h_1 = h_f + (D - L_1)tg\theta\,, \tag{8}$$

$$\theta = arctg\,(h_f - h_2)\,/L_1. \tag{9}$$

Числовий приклад.

Хай P = 50 Вт, $G_t = G_r$ = 1, h_f = 20 м, λ = 0,33 м (f = 900 Мгц), α(900)= -0,3 дБ/м, P_{rmin} = -100 дБм, величина D змінюється дискретно: 1, 10, 20, 30 км. Проведемо чисельний розрахунок відповідно до розглянутого вище наближеного алгоритму.

1. Визначимо по формулі (2): $P_r(D_{max}$ =30 км.)= 2,81·108 мВт або $P_r(D_{max})$ = -75,5 дБм, тобто $P_r(D_{max})$ = -75,5 > P_{rmin} = -100 дБм.

Це означає, що при такому перевищенні сигналу над чутливістю приймача в точці прийому забезпечується стійкий радіозв'язок.

2. Перетворимо формулу (2) відносно дБм до вигляду:

$$P_r = P_1 + G_1 + G_r + 201g(h_i/1\ м) + 201g(h_2/1\ м) - 401g(D/1\ м) \tag{10}$$

На рис. 2 показані криві залежності P_r $(D,\ h_1)$, які дозволяють вибрати необхідну висоту h_i антен BTS для забезпечення умов стійкого радіозв'язку при розповсюдженні електромагнітних хвиль у вільному просторі.

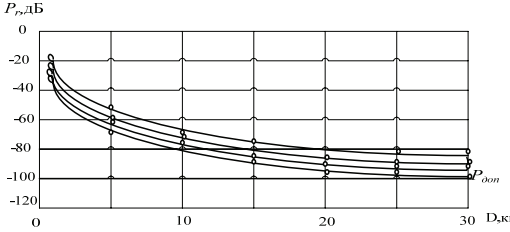


Рис. 2 Залежність потужності в точці прийому для різних умов розповсюдження.

Рівень (-100 + δ) дБм при дэб дБм, тобто $P_{доп}$ = -94 дБм, є допустимим мінімальним сигналом, при якому ще дотримуються умови надійного радіозв'язку. Слід зазначити, що при збільшенні на октаву висоти h_i (чинник «посилення-висота» відповідає зростанню P_2 на 6 дБм, а при збільшенні на октаву відстані D (чинник «ослаблення-дальність» відповідає падінню P_r на 12 дБм (що відповідає назад пропорційній зміні *D4).*

Залежність ширини спектрів (що характеризують зміну F_s при зміні швидкості вітру U_w*)* залежно від U_w представлена на рис. 3

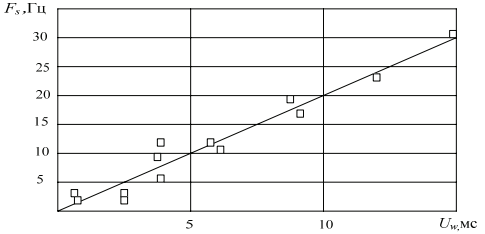


Рис. 3 Залежність доплеровской частоти від швидкості вітрового навантаження на зони забудови.

Оскільки графік $F_S(U_W)$ побудований як залежність ширини спектру при певному значенні дисперсії і функції кореляції для заданої швидкості вітру U_w. При віддзеркаленні радіосигналів від елементів будівель, що коливаються, спостерігалася істотна деполяризація сигналів, слабка кореляція між елементами матриці зворотного розсіяння, тобто елементарні відбивачі, що формують відбитий радіосигнал, мають розміри малі або сумірні з довжиною хвилі. Проходження радіохвиль крізь будівлі супроводжується не тільки інтегральним загасанням енергії хвилі, але і зміною площині поляризації, результуючої амплітуди і фази хвилі в точці прийому, зміною її спектру, при цьому всі ці явища також міняються залежно від пори року, погодних умов, розташування BTS і MS, висоти антени BTS тощо. Отримані результати доводять сильний вплив зони забудови на загасання радіохвиль, викликаючи кроссполяризацию, зміна спектру сигналів (так зване «розширення смуги частот»), що приймаються.

Зони забудови на частотах, використовуваних в стандарті GSM, роблять наступний вплив на умову розповсюдження радіохвиль:

– величина ефективного коефіцієнта погонного загасання достатньо велика і лежить в межах а (800...2000 Мгц) - (від 0,2 до 0,4) дБ/м;

– розповсюдження радіохвиль завжди супроводжується кроссполяризацією при чиннику екроссполяризації, який лежить в межах: *XPD* » від 0 до (-10) дБ;

– виявляється різка зміна ефективного робочого загасання залежно від висоти розташування приймальної антени і її орієнтації в просторі.

Висновки

1. Статистичні методи дозволяють знайти як зони потенційно упевненого прийому (освітлені області або зон радіовидимості), так і зони, які займають обширні території, в яких якість та надійність зв'язку не гарантуються.

2. При великих розмірах обслуговуваної території доцільним є поєднання статистичних і детермінованих підходів.

3. Напруженість поля має спадаючий характер, яка має як швидкі, так і повільні завмирання.

4. Для боротьби з швидкими завмираннями в стандарті GSM використовують скачки по частоті, тобто розширення спектру.

5. Показано, що серед численних експериментальних досліджень, пов'язаних з прогнозом розповсюдження радіохвиль для мобільних систем, дослідження Окамури вважаються найбільш вичерпними. Опісля М. Хатою вони були доповнені. Він розширив дію моделі для протяжної траси, враховуючи параметри розповсюдження сигналу в різних зонах місцевості.

6. До головних перспектив розвитку стільникової мережі слід віднести проведення польових дослідження створенної мережі.

7. Як один з напрямів, по яких необхідно здійснювати розвиток прогнозування зон радіопокриття в системах рухомого зв’язку, є оптимізація вирішення проблем забудівлі території.

УДК 621.391 (043.2)

Ю.М. Хмелько, к.т.н., проф., Т.З. Хатамова, студентка
(Национальный авиационный университет, Украина, г. Киев)

ОСНОВНЫЕ ПРОБЛЕМЫ ПЕРЕДАЧИ ИНФОРМАЦИИ В КОСМИЧЕСКОМ ПРОСТРАНСТВЕ

Проведен анализ помехоустойчивых кодов и исследовано влияние их параметров на помехоустойчивость и скорость передачи информации по каналам космических систем связи

Для исследования параметров каналов систем связи при использовании помехоустойчивого кодирования целесообразно рассматривать каналы связи без реализации в них помехоустойчивого кодирования и каналы связи с их использованием.

Процедура кодирования подразумевает внесение некоторой доли избыточности в информационное сообщение по определенным правилам. Доля избыточности определяет скорость кода. Если в процессе кодирования «к» информационных символов дополняются «*p*» проверочными символами, то скорость такого кода составляет:

$$r = \frac{k}{k+p}. \qquad (1)$$

Блок двоичных символов, содержащий к информационных и *p* проверочных символов, определяемых форматом используемого помехоустойчивого кода, называют кодовой комбинацией (КК). Длина КК составляет $n=k+p$ бит (двоичных символов).

Способность кода к исправлению *t* ошибок в одной КК определяется его минимальным кодовым расстоянием $d_{\min}$ [1; 6]:

$$t = \frac{d_{\min} - 1}{2}. \qquad (2)$$

При анализе каналов связи традиционно принято рассматривать две группы показателей – энергетические и частотные, определяемые при фиксированных целевых показателях – скорости передачи информации и вероятности ошибки на бит.

Степень использования частотных ресурсов традиционно оценивается показателем α_ρ удельного расхода занимаемой радиолинией полосы частот Δf_p, затрачиваемой на передачу единичного объёма информации в секунду при заданных значениях вероятности ошибки на бит $P_б$, $P_{бтр}$ и уровня внеполосных излучений $p_b \le p_{btp}$ [5]:

$$\alpha_\rho = \Delta f_{выд} \left| R \right| P_б \le P_{бтр},\ \rho \le \rho_{тр} \qquad (3)$$

Для каждого вида сигналов, используемых в каналах связи, при заданных значениях уровня внеполосных излучений этот показатель известен.

При контроле передачи информации часто применяется код с проверкой по четности или нечетности. Такой код образуется путем добавления к группе информационных разрядов, представляющих собой простой (неизбыточный) код, одного избыточного (контрольного) разряда.

При формировании слова в контрольный разряд записывается 0 или 1 таким образом, чтобы сумма единиц в слове, включая избыточный разряд, была четной (при контроле по четности) или нечетной (при контроле по нечетности). В дальнейшем при всех передачах (включая запись в память и считывание) слово передается вместе со своим контрольным разрядом. Если при передаче информации приемное устройство обнаруживает, что в принятом слове значение контрольного разряда не соответствует четности (нечетности) суммы единиц слова, то это воспринимается как признак ошибки.

Будем использовать самый простой алгоритм Хемминга, который может исправлять лишь одну ошибку. Контроль по коду Хэмминга реализуется с помощью набора схем подсчета четности, которые при кодировании определяют контрольные разряды, а при декодировании формируют корректирующее число.

Возьмем 1101 – исходная комбинация (k=4) и закодируем ее в коде Хэмминга. Находим число контрольных символов r=3. Берем регистр из 7 ячеек памяти. Размещаем исходную комбинацию в ячейках 3,5,6,7.

1 2 3 4 5 6 7
* * 1 * 1 0 1

Находим контрольные символы

$$e_4 = 5 + 6 + 7 = 1 + 0 + 1 = 0$$
$$e_2 = 3 + 6 + 7 = 1 + 0 + 1 = 0$$
$$e_1 = 3 + 5 + 7 = 1 + 1 + 1 = 1$$

Закодированная комбинация будет иметь вид

1 2 3 4 5 6 7
1 0 1 0 1 0 1

Допустим, что при передаче возникла ошибка, и мы приняли неверную комбинацию

1 2 3 4 5 6 7
1 0 1 0 1 1 1

Проверка

$$k_4 = 4 + 5 + 6 + 7 = 0 + 1 + 1 + 1 = 1$$
$$k_2 = 2 + 3 + 6 + 7 = 0 + 1 + 1 + 1 = 1$$
$$k_1 = 1 + 3 + 5 + 7 = 1 + 1 + 1 + 1 + 0$$

$K = k_4 k_2 k_1 = 110$ – в шестом разряде ошибка.

Если бы нам понадобилось построить код и для проверки двойных ошибок, необходимо было бы ввести еще один дополнительный нулевой разряд. Получим следующий код

0 1 2 3 4 5 6 7
0 1 0 1 0 1 0 1

При передаче и возникновении ошибки код будет иметь вид

0 1 2 3 4 5 6 7
0 1 0 1 0 1 1 1

В результате проверки видим, что корректор K=110, а проверка всей комбинации на четность E_0 =0+1+0+1+0+1+1+1=1. Это указывает на одиночную ошибку. Допускается автоматическое исправление ошибки.

Для каждого вида сигналов, используемых в каналах связи, при заданных значениях уровня внеполосных излучений этот показатель известен.

Эффективность использования радиолинией канала связи энергетических ресурсов оценивается показателем удельного расхода энергии сигнала на передачу одного бита информации:

$$\beta^2 = \frac{E_b}{N_0} = \frac{P_\text{с}}{R + N_0} \text{ при } P_\text{б} = P_\text{бтр},$$

где N_0 – односторонняя спектральная плотность мощности аддитивного нормального белого шума; $P_\text{с}$ – средняя мощность сигнала на входе приёмника.

Источниками шума являются различные случайные космические и атмосферные помехи и внутренние шумы приёмников. В этом случае шум в радиолинии является флюктуационным и имеет равномерный спектр, ширина которого значительно превосходит полосу пропускания приёмного устройства. Поэтому в качестве модели шума на входе приёмного устройства целесообразно рассматривать аддитивный нормальный белый шум с односторонней спектральной плотностью мощности N_0:

$$N_0(f) = RT^0,$$

где R – постоянная Больцмана, T^0 – эквивалентная шумовая температура приёмника.

Необходимо отметить, что показатели удельного расхода энергии β^2 и вероятности $P_\text{б}$ ошибки на бит определяют помехоустойчивость радиолинии.

При когерентном приёме, в соответствии с геометрическим представлением сигналов и шумов в функциональном пространстве в условиях нормального белого шума, действующего на входе приемника двоичной радиолинии канала связи, вероятность ошибки в одном бите информации может быть найдена из выражения:

$$P_\text{б} = 0.5\left(1 - \Phi(\sqrt{\beta^2(1-k_s)})\right),$$

где k_s – коэффициент корреляции символов; $\Phi(Z)$ – табулированная функция Крампа; $Z = \sqrt{\beta^2(1-k_s)}$ – аргумент функции Крампа.

Зависимость удельного расхода энергии сигнала на один бит информации от нормального белого шума приведена на рис.

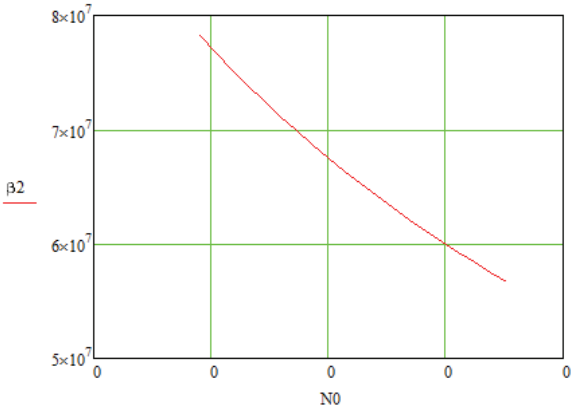


Рис. Зависимость удельного расхода энергии сигнала на один бит информации от нормального белого шума.

Из графика зависимостей видно, что чем выше показатель удельного расхода энергии сигнала на передачу одного бита, тем должен быть ниже показатель мощности аддитивного нормального белого шума.

Выводы

Использование помехоустойчивого кодирования приводит к снижению энергии, приходящейся на символ на входе демодулятора, что в свою очередь приводит к увеличению числа ошибок в ходе демодуляции принятого сигнала. При этом ухудшение верности передачи кодовых символов прямо пропорционально вносимой кодом избыточности в исходное информационное неизбыточное сообщение. Использование помехоустойчивых кодов позволяет исправить часть ошибок в сообщении после демодуляции, причём способность кода возрастает с уменьшением скорости кода.

Рассматривая эти факторы, можно сказать, что при использовании помехоустойчивого кодирования для обеспечения требуемой помехоустойчивости каналов связи определение параметров кода является нетривиальной задачей, решение которой зависит от ресурсов, предоставленных радиолинии, условий её функционирования и предъявляемых требований к её помехоустойчивости.

Список литературы

1. *Шкловский И. С.* Вселенная, жизнь, разум / Под ред. Н. С. Кардашева и В. И. Мороза, 6-е изд., доп. – М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1987. (Проблемы науки и техн. прогресса). – 320 с.

2. *Мак-Вильямс Ф. Дж., Слоэн Н. Дж.* Теория кодов, исправляющих ошибки. – М.:Связь, 1979. – 744 с.

УДК 621.391.82.016.35:621.372 (043.2)

Ю.Д. Чирка, аспірант, І.П. Омельчук, к.т.н.,
І.Г. Прокопенко, д.т.н., проф.
(Національний авіаційний університет, Україна, м. Київ)

ШВИДКІ СИСТЕМИ ПІДЛАШТУВАННЯ ЧАСТОТИ

Запропоновано та досліджено новий метод підлаштування, що базується на квазіоптимальних оцінках миттєвих значень частоти у контурі регулювання.

Питання стабільності частоти є невід'ємною умовою функціонування та обслуговування багатьох радіо-, електротехнічних та механічних пристроїв та систем. В основному для цього використовуються замкнені контури регулювання, що забезпечують синхронізацію частоти та фази вихідного сигналу S_o керованого генератора (КГ) до деякого зовнішнього опорного сигналу (ОС) S_{in} [1] невідомої, або змінної у часі частоти. Основними причинами нестабільності вихідної частоти КГ є його власна нестабільність, не лінійність регулювальної характеристики та вплив різноманітних збурень.

Найбільш універсальний метод підлаштування частоти, який мало залежить від форми сигналу, базується лише на моментах перетину нульового рівня. Але оскільки ці моменти віддаленні один від одного на півперіоду, то перехідний процес підстроювання може тривати до кількох десятків періодів сигналу. Крім того, цей метод надзвичайно чутливий до впливу шумів, що накладає додаткові обмеження на його можливе застосування.

У випадку гармонічного сигналу доцільно використовувати додаткову інформацію, яка міститься в його формі. На такому принципі будується наведена на рис. 1 типова система фазового автоматичного підстроювання частоти (ФАПЧ), в якій синхронний фазовий детектор складається з послідовних перемножувача та фільтра низьких частот (ФНЧ). Така система є статичною за фазою, оскільки для забезпечення необхідного рівня керуючого сигналу (КС) V на вході КГ різниця фаз $\Delta\varphi$ між сигналами S_U та S_o не може бути нульовою.

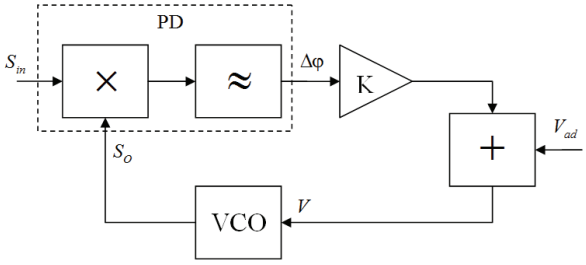


Рис. 1. Структурна схема типової ФАПЧ.

З метою прискорення перехідного процесу в замкнений контур регулювання введена додаткова фазова підставка V_D. Оскільки її значення фіксоване та визначається мінімально можливою частотою діапазону вхідного сигналу, то для більших частот її влив пропорційно зменшується.

Принципова необхідність фільтру низьких частот у замкненому контурі регулювання призводить до затягування перехідного процесу розглянутою ФАПЧ та до значного звуження робочого діапазону системи, але у той же час сприяє усуненню високочастотних завад з сигналу управління.

Для прикладу на рис.2 наведений часовий графік відхилення частоти КГ, який був отриманий за таких умов комп'ютерного моделювання: одна реалізація суміші опорного сигналу з білим гаусівським шумом; вмикання системи відбувається у точці «нуль»; початкова частота опорного сигналу – 50 Гц; стрибок частоти опорного сигналу до 100 Гц в момент часу 0,25 с; співвідношення потужностей сигнал/шум – 18 дБ; кількість дискретних відліків на одному періоді початкової частоти – 50; $V_D = 0.5V_{50}$, де V_{50} – номінальне значення управляючого сигналу для частоти 50 Гц.

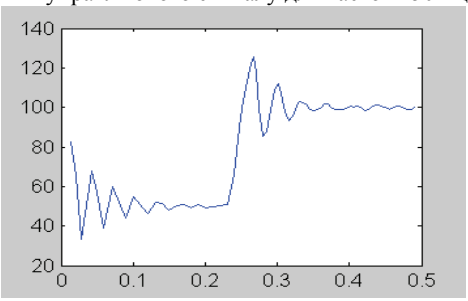


Рис. 2. Перехідний процес типової ФАПЧ.

Необхідно сказати, що характер перехідного процесу при інших реалізаціях змінюється несуттєво і система зберігає свою стійкість. Перехідний процес системи після стрибка частоти проходить зі значним перерегулюванням та коливаннями, а його час процесу практично не залежить від потужності шуму та дорівнює приблизно 0,12 с (12 періодів).

Найбільш важливими динамічними характеристиками систем підлаштування частоти є робочий діапазон, у якому забезпечується стійкість системи, та швидкість підлаштування при зміні частоти. Метою даної роботи є створення та дослідження нових методів, які дають змогу суттєво покращити ці характеристики з застосуванням цифрових алгоритмів оцінювання миттєвої частоти та миттєвої фази. Ці алгоритми були запропоновані та досліджені [2, 3] за умови фіксованої вибірки значень гармонічного сигналу, що відповідає одному вікну.

На рис. 3 показана структурна схема швидкої системи частотного підлаштування (ЧАПЧ), яка використовує тільки оцінки частоти сигналів S_o і S_{in}. Наявність суматора в схемі обумовлена вимогою астатичності за

частотою, а у використанні ФНЧ немає необхідності. Особливістю роботи запропонованого методу є оцінювання миттєвих частот послідовно на кожному кроці дискретизації у ковзних вікнах однакового розміру, який зазвичай дорівнює центральній частоті робочого діапазону системи. Це зумовлено необхідністю досягнення компромісу між швидкодією системи (менше відліків у вікні – коротший перехідний процес) та завадостійкістю (більше відліків у вікні – точніша оцінка частоти) алгоритму оцінювання.

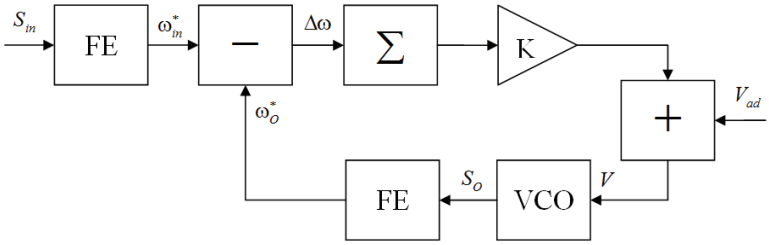


Рис. 3. Структурна схема швидкої ЧАПЧ.

При зазначених вище умовах моделювання та при розмірі вікна в один період початкової частоти (50 відліків) отриманий перехідний процес запропонованої системи (рис. 4). З нього видно, що вона стабілізується приблизно за 0,05 с (5 періодів) практично без перерегулювання та без коливальних процесів. Як і у випадку попередньої системи, час перехідного процесу майже не залежить від впливу шуму у вхідному сигналі.

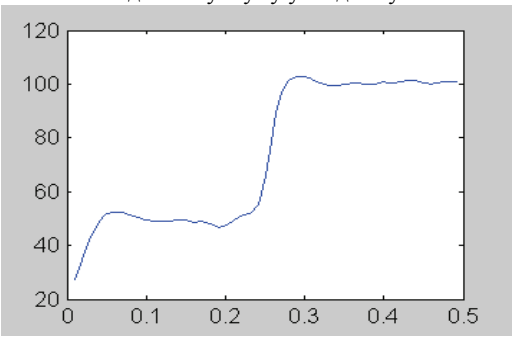


Рис. 4. Перехідний процес швидкої ЧАПЧ.

Хоча така система усереднено забезпечує стабілізацію частоти гармонічного сигналу, але має локальні флуктуації фази.

Цей недолік усувається у наступній системі ФАПЧ, яка використовує оцінки миттєвих фаз. Відповідно до роботи [2] для їх отримання необхідне попереднє оцінювання миттєвої частоти. Дана схема є статичною за різницею фаз, значення якої залежить безпосередньо від частоти вхідного сигналу.

Перехідний процес даної схеми за аналогічних умов моделювання наведений на рис. 6. Спостерігається погіршення характеристик у порівнянні з

попередньою схемою: збільшення перерегулювання та підвищення чутливості до наявності шуму. Це є платою за застосування додаткової процедури оцінювання фаз.

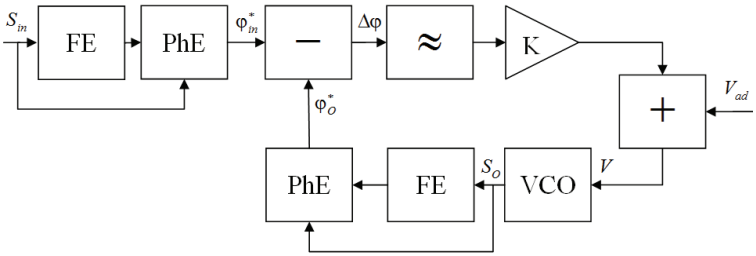


Рис. 5. Структурна схема швидкої ФАПЧ.

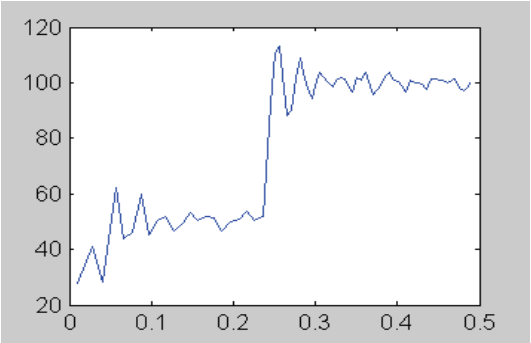


Рис. 6. Перехідний процес швидкої ФАПЧ.

Висновки

Запропонований метод АПЧ з використанням оцінок миттєвих частот дозволяє зменшити приблизно у два рази тривалість перехідного процесу та усунути значне перерегулювання. Запропонована система ФАПЧ з використанням оцінок миттєвих фаз забезпечує усталене значення фази при незначних шумах вхідного сигналу.

Список літератури

1. *Dan Talbot*, Frequency acquisition techniques for Phase-locked loops, IEEE Press, 2012.

2. *Прокопенко І. Г.* Оцінка параметрів гармонічного сигналу на обмеженому інтервалі спостереження / І.Г. Прокопенко, І.П. Омельчук, Ю.Д. Чирка, С.В. Мігель // Електроніка та системи управління. – 2010. – № 1 (23). – С. 31–38.

3. *Пат. 41445* Україна, МПК(2009) G 01 R 23/00. Спосіб вимірювання частоти гармонічного сигналу. / Омельчук І. П., Прокопенко І.Г. – № u200814165 ; опубл. 25.05.09, Бюл. №10.

UDC 519.86 (043.2)

I.G. Prokopenko, Dr., Prof., A.V. Odnolko, student
(National aviation university, Ukraine, Kyiv)

EXTRAPOLATION OF TIME SEQUENCES (ON THE BASE OF ECONOMIC SEQUENCE)

ARIMA models were considered. Also we compared results of first, second and third order autoregressive models. The most accurate algorithm was defined.

Autoregressive model is the model, which gives the value of the given process coordinate at the given time on the base of it's previous values. We must know: the first few points of sequence and time interval. As time sequence we use the real graph of changes in exchange rates. With all this data we can create the mathematical models of the given sequences *Z*0, *Z*1, *Z*2 ... *Zn*, calculate the dispersion σ*a*2, autocovarriations ρ0,ρ1,ρ2…ρn, average μ, coefficient of autoregression.

Prediction value can be calculated by following equation

$$ZT=\Phi ZT\text{-}_1+\Phi 2Z_{T-2}+\ldots+\Phi_P ZT\text{-}_P. \quad (1)$$

For determination the autoregression coefficient in the model of our time sequence (in form of autoregression) we used the Yule-Walker equations. [2]

$$\begin{cases} \phi_1\rho_0+\phi_2\rho_1+\phi_3\rho_2+\ldots+\phi_p\rho_{p-1}=\rho_1, \\ \phi_1\rho_1+\phi_2\rho_2+\phi_3\rho_1+\ldots+\phi_p\rho_{p-2}=\rho_2, \\ \phi_1\rho_2+\phi_2\rho_1+\phi_3\rho_0+\ldots+\phi_p\rho_{p-3}=\rho_3, \\ \ldots\ldots\ldots\ldots\ldots \\ \phi_1\rho_{p-1}+\phi_2\rho_{p-2}+\phi_3\rho_{p-3}+\ldots+\phi_p\rho_0=\rho_p. \end{cases} \quad (2)$$

Previous analyses of the economic time serious shows the successful results. With increasing the autoregression order the accuracy of prediction will correspondingly increase. But also with it's increasing the complication of software and program distortions are rising up.

Moving average – is the method which gives a possibility to simplify the sequence analysis with the help of smoothing or intermediation of measurement oscillations on the given time period. Measurements of oscillations may be caused by different reasons. According to interest rate (EUR/UDS which we observe as an example of economic time serious) there are a lot of these factors: rate of inflation, country development, state politics, and etc. [3]

For prediction of the economic time serious we can use the exponential smoothing [3]. Given method is one of the best for the smooth or even horizontal trend. New sequence is building corresponding to the law:

$$S_t=ay_t+(1-a)*S_{t-1}, 0\le a\le 1. \quad (3)$$

The value origin we can take $S_1=y_1$ or $S_1=\hat{y}$.

Polynomial regression is a form of linear regression in which the relationship between the independent variable x and dependent variable modeled as n-polynomial data. [4]

ARIMA – autoregressive moving average model. Given algorithm can be applied prediction next variables and for remove the non-stationarity. ARIMA process generates non-stationary series of order D, denoted I (D). A non-stationary I (D) process is one that can be made by taking D difference. Such process is often called difference-stationary or unit process. [6]

Logically this process can be defined as:

AR(p)+MA(q)->ARMA(p,q)->ARMA(p,q)(P,Q)->ARIMA(p,q,r)(P,Q,R)-> AR(p) –the autoregressive model of the p-th order

General model has a view:

$$Y(t)=f_0+f_1*Y(t-1)+f_2*Y(t-2)+\ldots+f_p*Y(t-p)+E(t) \quad (4)$$

where: Y(t) – dependent variable at the moment of time t;
f_0, f_1, f_2, …, f_p –estimated parameters;
E(t) – error of the variable detection, which doesn't takes in to account at the given model.

Task of this algorithm is to determine f_0,f_1,f_2,…f_p. It can be done with the help of Yule-Walker equations (described before). For creation of the given system of equation it's necessary to calculate values of the autocorrelation function: average, variance, autocovariations, autocorrelation or autocovariation.

For extrapolation of the time sequences and for estimation the accuracy of the given methods, the real graph of the interest rate was taken.

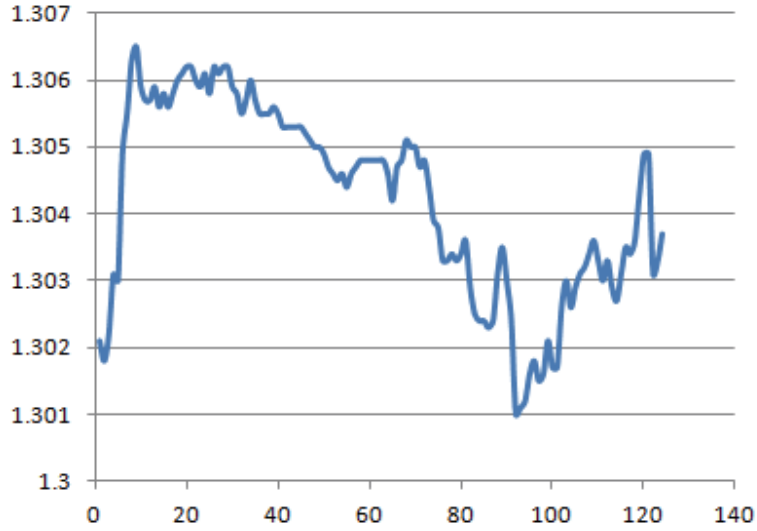


Fig. 1. Interest rate indexes of EUR/USD.

All values were set in the environment of STATA11.

For choosing of the most successful parameters for ARIMA model we explored the next parameters: autoregressive order (p), integrated (difference) order (d), moving-average order (q).

For determination of integrated order:

1. Estimate the law of data distibuting (in our case more closely to the Gaussian or Normal law).

2. Evaluate the law of log of the given tada. (in our case are more closely to stationary).

3. As a conclusion of described below parameters we can choose numerical value (d). Let us set 1.

Algorithm for moving-average:

1. Using the correlograms explore the log of our time sequence.

Correlogram is an image of correlation statistics. Correlogram also known as an autocorrelation plot is a plot of the sample autocorrelations r_h versus h (the time lags). The horizontal axes are the Lag (of set variables) or difference the log of it. Vertical axes are the autocorrelations of estimated variable log. The autocorrelation coefficient at lag h is given by:

$$r_h = c_h / c_0 , \tag{5}$$

where c_h is the autocovariance function, c_0 is the variance function

$$c_h = \frac{1}{N}\sum_{t=1}^{N}(Y_t - \mathrm{Y})(Y_{t+h} - Y) . \tag{6}$$

In ARIMA models a moving average model is assumed for the data and the following confidence bands should be generated:

$$\pm z_{1-a/2}\sqrt{\frac{1}{N}(1+2\sum_{i=1}^{k} y_i^2)} , \tag{7}$$

where *k* is the lag. In this case the confidence bands increase as the lag increases.[7]

2. Making the estimation of situation of the autocorrelations according to the confidence band we can set the value of (q). In our case q=1.

Selection of the autoregressive order:

1. Let us use the partial correlogram (pac).

2. The same as with correlogram make an estimation of autocorrelations relatively to the confidence band. In our case p can equal one and p can equal two. So let us check 2:

– ar – autoregressive terms of the structural model disturbance;

– ma – moving-average terms of the structural model disturbance;

– constraints – apply specified linesr constrains;

– ma and ar are calculated correspondingly for Lags 1, 2.

ARIMA regression

Sample: 1250q2 - 2125q4, but with gaps — Number of obs = 93
Wald chi2(2) = 80888.67
Log likelihood = 309.9045 — Prob > chi2 = 0.0000

D.ln_wpi	Coef.	OPG Std. Err.	z	P>|z|	[95% Conf.	Interval]
ln_wpi						
_cons	-.000073	.000229	-0.32	0.750	-.0005219	.0003758
ARMA						
ar						
L1.	-.977634	.0221263	-44.18	0.000	-1.021001	-.9342672
L2.	-.9653589	.0038288	-252.13	0.000	-.9728632	-.9578545
ma						
L1.	-.9999629	.	.	.	.	.
/sigma	.0023704	.0000988	24.00	0.000	.0021768	.002564

Fig. 2. Results of ARIMA calculations.

So all necessary values are calculated and we can make a conclusion.

Conclusions

According to our obtained values we see that errors of estimation on the base of ARIMA algorithm are very small (0.0000988). There are no obstacles for using the given algorithm for prediction of the economic time sequences. One of the great advantages of this method (beside accuracy) is the presence of standard packages almost at the all statistical programs: Matlab; Stata, MS EXEL, and e.t.c.

References

1. *Коваленко І.І , Бідюк П.І ,Гожий О.П.* Вступ до системного аналізу : Навчальний посібник .- Миколаїв МДГУ ім.. Петра Могили , 2004. -148 с

2. *Б.І. Мокін , Б.В. Мокін , О.Б. Мокін.* Математичні моделі ідентифікації електромеханічних процесів. Частина 2 – В.: «УНІВЕРСУМ», 2005 – 162 с.

3. *О.І. Черняк, А.В. Ставицький, Г.О. Чорноус.* Системи обробки економічної інформації: підручник.-К.: Знання, 2006.-447 с.

4. *Prokopenko I.G.* Fundamentals of electronic equipment computer aided design-K.: NAU, 2007. – 100 p.

5. Forexpros.ru.

6. http://www.mathworks.com/help/econ/arima-model.html.

7. http://en.wikipedia.org.

УДК 621.396.67.095

Б.М. Уваров, д.т.н. (Национальный технический университет Украины "КПИ", Киев)
Ю.Ф. Зиньковский, д.т.н. (Национальный технический университет Украины "КПИ", Киев)

ОПТИМИЗАЦИЯ НАДЕЖНОСТИ РАДИОАППАРАТА ПРИ МЕХАНИЧЕСКИХ ВОЗДЕЙСТВИЯХ

Рассмотрены методы топологической оптимизации ячеек и микросборок радиоэлектронных аппаратов, обеспечивающие повышение их надежности при механических воздействиях.

Анализ воздействий внешних механических дестабилизирующих факторов на структурно-конструктивные модули (СКМ) радиоэлектронных аппаратов (РЭА) показал, что относительное число отказов, вызванных такими факторами, может достигать 50 – 70%.

Основные причины отказов ячеек РЭА при циклических воздействиях (вибрациях и ударах) – нарушение целостности выводов микросхем (МС), микросборок (МСб), функциональных узлов (ФУ), электрорадиоэлементов (ЭРЭ) и их паяных соединений вследствие усталостных напряжений [1].

Основные напряжения в выводах возникают от их изгиба при деформациях платы–основы под действием циклических воздействий. Эти деформации зависят от способа закрепления вершин или сторон платы. В паяных соединениях выводов появляются касательные напряжения сдвига, могущие привести к нарушению электрического контакта в соединении.

[1] Прогибы платы $w(x, y)$, например, при кинематическом возбуждении смещением зон крепления z_o [1]:

[2]
$$w(x,y) = \sum_i \sum_k z_o K R_z w_i(x) w_k(y),$$

(1)

[3] где K – коэффициент, учитывающий характер закрепления сторон платы; R_z – коєффициент передачи ускорений при кинематическом возбуждении; $w_i(x)$,$w_k(y)$ – т. наз. базисные функции прогибов в продольном и поперечном направлениях.

[4] Углы поворота сечений платы (и концов выводов МС) в точке с координатами x, y:

[5]
$$д\theta_x = \frac{\partial[w(x,y)]}{\partial x}; \quad д\theta_y = \frac{\partial[w(x,y)]}{\partial y},$$

[6] линейные деформации: $\delta x = 0{,}5d\delta\theta_x$; $\delta y = 0{,}5d\delta\theta_y$, где d – толщина платы.

По деформациям выводов находятся напряжения в них σ_x в продольном и σ_y в поперечном направлениях, а затем и эквивалентное напряжение $y_{екв} = \sqrt{y_x^2 + y_y^2 - y_x y_y}$.

Такие напряжения возникают в выводах всех элементов электронной структуры РЭА.

Вероятность разрушения вывода (как и любого элемента конструкции) при циклических нагрузках увеличивается с ростом действующих в нем напряжений σ и числом циклов нагружений N_c. Число циклов N_P, соответствующее напряжению σ, определяют из уравнения усталости материала: $N_P = N_0\left[\frac{\sigma_{-1}}{\sigma}\right]^m$, где N_0 – базовое число циклов (абсцисса точки излома кривой усталости), при котором определен предел выносливости σ_{-1}; m – показатель кривой усталости.

Относительный параметр χ (время) для определения показателей надежности, в соответствии со стандартом [2] должен учитывать, кроме числа циклов нагружения N_c в процессе эксплуатации, еще дополнительно K_p – коэффициент режима нагружения элемента конструкции:

$$\text{ч} = K_p \frac{N_c}{N_E} = K_p \frac{N_c}{N_0}\left[\frac{\sigma}{\sigma_{-1}}\right]^m.$$

Для процессов, связанных с усталостными напряжениями в материале, вероятность безотказной работы необходимо вычислять в соответствии с моделью *DM*-распределения (диффузионного монотонного) [2]:

$$P(\text{ч}) = \Phi(u) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}}\int_{\infty}^{\text{ч}} \exp\left(-\frac{u^2}{2}\right)du,$$

где Φ(u) – функция нормального распределения; $u = \frac{1-\text{ч}}{\upsilon\sqrt{\text{ч}}}$ – параметр интегрирования; υ – коэффициент вариации (рассеяния) процесса деградации.

Для конструкции, состоящей из нескольких структурно-конструктивных уровней n, в каждый из которых входят k элементов, отказ любого из них приводит к выходу из строя всего РЭА, а общую вероятность безотказной работы следует рассчитывать по формуле:

$$P_{\text{м}}(\text{ч}) = \prod_{j=1}^{n}\left[\prod_{i=1}^{k} P_i\ (\text{ч})\right]. \qquad (2)$$

Вследствие достаточной сложности таких расчетов, а главное – большого числа элементов РЭА, в которых необходимо определять механические напряжения и показатели надежности, такие вычисления реально можно проводить только с помощью программ автоматизированного проектирования.

Для расчета прочности и выносливости выводов ЭРЭ и их паяных соединений разработаны програмные модули ***PlatVyv7.1*** (для выводов) и ***PlatVyv7.2*** (для паяных соединений) [1].

При проектировании показатели надежности ячеек и МСб, следовательно и всего РЭА, могут быть повышены параметрически – топологической оптимизацией – рациональным размещением ЭРЭ и ФУ на плате ячейки или подложки МСб.

Координаты положения x_i, y_i ЭРЭ, МС, ФУ с массами m_i на основании ячейки или МСб входят в выражение т. наз. приведенной массы [1]:

$$m = m_{\text{п}} + m_{\text{э}} + \sum_{i,k} \frac{m_i w_i^2(x) w_k^2(y)}{ab \int_a w_i^2(x)dx \int_b w_k^2(y)dy}, \qquad (3)$$

где $m_{\text{п}}$ – масса самой платы; $m_{\text{э}}$ – суммарная масса ЭРЭ на плате.

Приведенная масса m определяет механическую частоту платы: $щ_0 = \frac{\varphi(в)}{a^2}\sqrt{\frac{D}{m}}$, где φ(β) – частотная постоянная платы, функция способа закрепления сторон; D – цилиндрическая жесткость платы.

Поэтому, изменяя топологию, можно изменить и собственную частоту платы ячейки, т.е. при необходимости сместить ее в до- или зарезонансную зону. При этом уменьшаются прогибы платы (1) и углы поворота ее сечений в местах, где установлены ЭРЭ, уменьшаются напряжения в выводах и паяных соединениях, повышается надежность работы всей конструкции.

[7] Оптимизация комплексного показателя надежности (2) сложна не только как математическая проблема (аналитически определить значения координат x_i, y_i, в выражении (3), обеспечивающие максимум надежности, невозможно), но и как вычислительная процедура – расчеты деформаций, напряжений, показателей надежности для сотен и тысяч элементов радиоэлектронного устройства.

[8] Программы параметрической оптимизации ячеек и МСб при механических воздействиях описаны в [1]. Комплекс таких программ разработан в интегрированной среде ***C++Builder***. Алгоритмы оптимизации используют методы СПУИП (случайного поиска с уменьшением интервала поиска) и ОАПП (обобщенного алгоритма переменного порядка) [3]. Целевая функция оптимизации – комплексный показатель надежности $P(\chi)$, т.е. выражение (2).

По методу СПУИП максимум $P(\chi)$ находят последовательными итерациями, генерируя векторы параметров x_{ik}, вариируемые как случайные числа: $x_{ik} = x_{imink} + (x_{imaxk} - x_{imink})\eta_{ik}$, $i = 1, ...2n$, где η_{ik} – множитель, создаваемый генератором равномерно распределенных случайных чисел; k – номер итерации.

Реализуемая оптимизация является условной, поскольку значения координат x_{ik} не могут выходить за пределы основания платы ячейки или МСб. Начальные значения параметров x_{imin}, x_{imax} определяются размерами зоны платы, где устанавливаются элементы электронной структуры. Эти значения изменяются до тех пор, пока не будет получен максимум $P(\chi)$.

Для надежного удержания целевой функции в заданных границах число сгенерированных комплектов x_{ik} (и соответствующих значений $P_k(\chi)$ должно быть достаточно велико: 30 – 80. Алгоритм обеспечивает нахождение глобального максимума для функции $P(\chi)$.

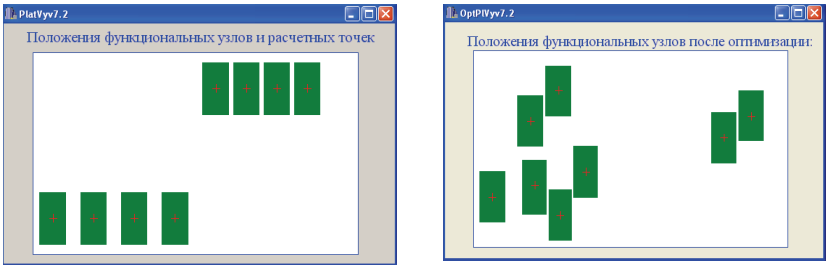
Метод ОАПП при расчете координат новой рабочей точки x_{ik+1} использует информацию не только о значениях самой целевой функции и

ограничений значений x_{ik}, но и их производных до четвертого порядка включительно.

В оптимизационных программах [1] основной метод оптимизации – СПУИП или комбинированные методы [3].

Для топологической оптимизации разработана программа ***OptPlat8*** [1], которая определяет для любой исходной компоновки оптимальное положение элементов электронной структуры.

Результаты использования программы представлены на рис.1 – исходные первоначальные положения МС и полученные после оптимизации .



а *б*

Рис. 1. Топологическая оптимизация ячейки: *а* – первоначальное положение МС; *б* – после оптимизации

Имитационное моделирование ячеек и МСб с различными элементами электронной структуры показало, что выносливость выводов ЭРЭ и их паяных соединений после топологической оптимизации может быть повышена по сравнению с произвольной первоначальной компоновкой в ряде случаев на 45 – 50% (это зависит от первоначальной топологии – насколько она близка к оптимальной).

Выводы

1. Показано, что надежность ячеек и МСб РЭА при механических воздействиях в значительной степени определяется напряжениями в выводах ЭРЭ и их паяных соединениях.

2. Предложены программные модули для расчета этих напряжений.

3. Показано, что показатели надежности ячеек и МСб могут быть существенно улучшены топологической оптимизацией.

4. Приведены результаты оптимизации ячейки РЭА программой параметрической топологической оптимизации.

Список литературы

1. *Уваров Б.М., Зіньковський Ю.Ф.* Проектування та оптимізація механостійких конструкцій радіоелектронних засобів з імовірнісними характеристиками – К.: ”Корнійчук”, 2011. – 248 с.

2. ДСТУ 2992-96. Вироби електронної техніки. Методи розрахунку надійності.

3. Оптимальное схемотехническое проектирование в машиностроении: Учебное пособие / А.И. Петренко, В.В. Ладогубец, В.В. Чкалов. – К., УМК ВО, 1989. – 164 с.

УДК 621.396.67.095

Ю.Ф. Зиньковский, д. т.н., Б.М. Уваров, д. т.н.
(Национальный технический университет Украины "КПИ", Киев)

ТЕПЛОВОЙ РЕЖИМ И НАДЕЖНОСТЬ РАДИОАППАРАТУРЫ

Рассмотрены методы расчета температур радиоэлементов и связанных с ними параметров надежности конструкции радиоэлектронных аппаратов с плотной компоновкой, для блоков, ячеек, микросборок и отдельных элементов.

Для радиоэлектронной аппаратуры (РЭА) показатели надежности являются важными функциональными характеристиками, поэтому необходим анализ влияния на них внешних дестабилизирующих факторов – механических, температуры, влажности, ионизующих излучений. Статистический анализ показывает, что для устройств РЭА относительное число отказов в процессе эксплуатации, вызванных действием механических и тепловых факторов, достигает 70 – 80%.

Наиболее сложно определять тепловые поля и температуры электрорадиоэлементов (ЭРЭ) и функциональных узлов (ФУ) в блоках РЭА с плотной компоновкой, когда во внутреннем объеме такого блока установлены ячейки с минимальными зазорами между ними. Тепловые поля внутри блока и в ячейках определяются не только внешними тепловыми воздействиями, но и внутренними тепловыделениями ФУ и ЭРЭ.

Расчет показателей теплового поля для внутреннего объема блока является сложной проблемой, поскольку совокупность ячеек представляет собой т. наз. нагретую зону, которую в большинстве конструкций можно представить как анизотропное тело с внутренними источниками тепла. Распределение температур в объеме такой анизотропной зоны представляет собой первый этап расчета; второй – это расчет теплового поля ячеек и температур тепловыделяющих элементов (ТВЭ) электронной структуры (ЭРЭ и ФУ) для каждой из ячеек. Если в составе ячейки имеются микросборки (МСб), может потребоваться расчет температур каждого из ее элементов. Таким образом, для каждого из этапов необходимы методы расчета, которые и рассматриваются в настоящей статье.

Тепловая модель нагретой зоны в блоке РЭА может быть представлена как параллелепипед с размерами $l_x \text{H} l_y \text{H} l_z$ с распределенными внутренними источниками теплоты интенсивностью $q(x,y,z,\tau)$, боковые поверхности которого находятся в конвективном теплообмене с внутренним объемом корпуса блока.

В общем случае коэффициенты теплоотдачи α_i для поверхностей зоны могут быть различными, как и коэффициенты ее теплопроводности λ_i вдоль координатных осей n_i . Последнее объясняется тем, что передача теплоты в плоскости ячейки определяется теплопроводностью материалов ее основы и каркаса (пластмассы или металла), а в направлении нормальном к плоскости – прослойками теплоносителя (воздуха) между отдельными ячейками.

Дифференциальное уравнение нестационарного теплового процесса для такого параллелепипеда:

$$c\rho\frac{\partial T(x,y,z,\tau)}{\partial\tau}=\lambda_x\frac{\partial^2T(x,y,z,\tau)}{\partial x^2}+\lambda_y\frac{\partial^2T(x,y,z,\tau)}{\partial y^2}+\lambda_z\frac{\partial^2T(x,y,z,\tau)}{\partial z^2}+q(x,y,z,\tau), \quad (1)$$

где $T(x,y,z,\tau)$ – температура в точке зоны с координатами x,y,z в момент времени τ; c – усредненная теплоемкость объема зоны, ρ – ее усредненная плотность.

Граничные условия на поверхностях нагретой зоны для конвективного теплообмена:

$$\lambda_i\frac{\partial T(l_i)}{\partial n_i}+\beta_i T(l_i)=0\cdot \quad (2)$$

Метод конечных интегральных преобразований [2] позволяет получить решение уравнения (1) в следующем виде:

$$T(x,y,z,\tau)=\sum_{n=1}^{\infty}\sum_{m=1}^{\infty}\sum_{k=1}^{\infty}\frac{8q}{C_{n,m,k}K_nK_mK_k}\psi_n\psi_m\psi_k\varphi_n(x)\varphi_m(y)\varphi_k(z)\Phi(\tau), \quad (3)$$

где $C_{n,m,k}=\lambda_x\frac{\mu_n^2}{l_x^2}+\lambda_y\frac{\mu_m^2}{l_y^2}+\lambda_z\frac{\mu_k^2}{l_z^2}$; μ_i – корни характеристических уравнений $\tan(\mu_i) = 2\mu_i\,\mathrm{Bi}_i/(\mu_i^2-\mathrm{Bi}_i^2)$, критерии конвективного теплообмена Био $\mathrm{Bi}_i=\alpha_i l_i/\lambda_i$; $\psi_i=\mu_i\sin\mu_i+\mathrm{Bi}_i(1-\cos\mu_i)$; $\varphi_i(v_i)=\cos\left(\mu_i\frac{v_i}{l_i}\right)+\frac{\mathrm{Bi}_i}{\mu_i}\sin\left(\mu_i\frac{v_i}{l_i}\right)$, v_i – соответствующая координата (x, y или z); $\Phi(\tau)=1-\exp\left[-\left(C_{n,m,k}a\tau\right)\right]$ – функция времени, a – коэффициент температуропроводности материала пластины; $K_i=\left(\mu_i^2+\mathrm{Bi}_i^2\right)\left[1+\mathrm{Bi}_i+\mathrm{Bi}_i/\left(\mu_i^2+\mathrm{Bi}_i^2\right)\right]\cdot$

Аналогичным образом можно получить решение для произвольного распределения внутренних источников в виде функции $q(x,y,z,\tau)$.

Температуры стационарного режима $T(x,y,z)$ рассчитывают по уравнению (3), положив $\Phi(\tau) = 1$.

Для расчета теплового поля ячейки и микросборки их представляют как прямоугольную пластину из диэлектрика или металла, на которой закреплены МСб, МС, ФУ или ЭРЭ. Отвод теплоты от ТВЭ осуществляется конвекцией к теплоносителю внутри блока, радиацией к стенкам блока или окружающим элементам, кондукцией к основанию ячейки.

Тепловой моделью для ячейки может быть двухмерная пластина с размерами $l_x \times l_y \times d$, с дискретными источниками теплоты Q_i с центрами в координатах x_i, y_i, основания которых имеют размеры $\Delta x_i \times \Delta y_i$. Для пластин из металлов или керамики с хорошей теплопроводностью целесообразно учитывать теплоотвод через торцы пластины с коэффициентами теплоотдачи α_x, α_y.

Расчетное уравнение для температур ТВЭ ячейки, полученное в [1] также методом конечных интегральных преобразований:

$$T(x,y,z,\text{ф}) = \sum_{i=1}^{k} 16 \frac{\text{Bi}}{\text{б}} \frac{l_x l_y}{d^2} \frac{Q_i}{\Delta x_i \Delta y_i} \sum_{n=1}^{\infty} \sum_{m=1}^{\infty} K_n^2 K_m^2 \frac{I_n(x_i) I_m(y_i)}{C_{n,m}} \text{ц}(\text{м}_n, x) \text{ц}(\text{м}_m, y) \Phi(\text{ф}), \quad (4)$$

где K_n, K_n – корни интегральных преобразований, $I_n(x)$, $I_m(y)$ – функции распределения температур в продольном и поперечном направлениях.

Температуры ЭРЭ и ФУ в значительной степени определяют надежность этих структурных элементов а также и всего РЭА; расчет параметров надежности отдельных ЭРЭ проводят в соответствии с математическими моделями [4]:

$$\text{л}_\text{р} = \text{л}_0 K_\text{р} \times \prod_{i=1}^{n} K_i, \quad (5)$$

где $\lambda_\text{р}$ – рабочая (эксплуатационная) интенсивность отказов элемента; λ_0 – исходная (базовая) нтенсивность отказов при номинальной электрической нагрузке и нормальной температуре окружающей среды $t_\text{ос}$ = 25°С; $K_\text{р}$ – коэффициент режима, являющийся функцией температуры T и коэффициента нагрузки β: $K_\text{р} = f\ (T,\ \beta)$; K_i – коэффициенты, учитывающие изменение эксплуатационной интенсивности отказов как функций других факторов.

Выражения коэффициентов режима $K_\text{р}$ в математических моделях для интегральных схем (ИС) имеют такой вид:

$$K_\text{р} = \text{A} \exp \text{B}\left(T + 273\right), \quad (6)$$

где А и В – константы, определенные для соответствующих групп ИС; T, °С – температура ИС.

Другие особенности конкретных ИС (напряжение питания, тип корпуса, степень жесткости условий эксплуатации и т.п.) учитываются в модели (6) коэффициентами K_i.

Для кремниевых полупроводниковых приборов:

$$K_\text{р} = \text{A} \exp\left[\frac{N_\text{т}}{\phi} + \left(\frac{\phi}{T_\text{м}}\right)^L\right]; \quad \phi = 273 + T + \left(175 - T_\text{пм}\right) + \Delta T \cdot K_\text{эл}\left(\frac{T_\text{пм} - T_\text{зн}}{150}\right), \quad (7)$$

где А, $N_\text{т}$, $T_\text{м}$, L, Δt – постоянные модели; $K_\text{эл}$ – отношение рабочей электрической нагрузки к максимально допустимой; $T_\text{зн}$ – максимальная температура; $T_\text{пм}$ – максимально допустимая температура перехода.

Для резисторов:

$$K_\text{р} = \text{A} \cdot \exp \text{B}\left(\frac{T + 273}{N_t}\right)^G \exp\left[\frac{\text{в}}{N_s} \cdot \left(\frac{T + 273}{273}\right)^J\right]^H, \quad (8)$$

где А, В, N_t, G, N_s, J, H – постоянные модели; β – оношение рабочей мощности рассеивания резистора к его номинальной.

Для конденсаторов:

$$K_\text{р} = \text{A} \cdot \left[\left(\frac{\text{в}}{N_s}\right)^H + 1\right] \cdot \exp\left[\text{B}\left(\frac{T+273}{N_t}\right)^G\right], \quad (9)$$

где А, В, N_t , G, N_s, H – постоянные модели; β – оношение рабочего напряжения на конденсаторе к номинальному.

В соответствии со стандартом [3], среднюю наработку ЭРЭ до отказа θ_0 необходимо находить из трансцендентого уравнения:

$$\sqrt{\frac{и_0}{2p\,ф_b^3}}\exp\left[-\frac{(ф_b-и_0)^2}{2ф_b и_0}\right]=л_р, \qquad (10)$$

где τ_b – продолжительность испытаний, при которой была получена λ_0.

Вероятность безотказной работы $P_i(x)$ каждого ЭРЭ для относительного времени работы x определяется моделью *DN*-распределения (диффузионного немонотонного) [3]:

$$P(x)=\Phi\left(\frac{1-x}{н\sqrt{x}}\right)+e^{\frac{2}{н^2}}\Phi\left(-\frac{1+x}{н\sqrt{x}}\right), \qquad (11)$$

где $\Phi(u)=\frac{1}{\sqrt{2p}}\int_{\infty}^{u}\exp\left(-\frac{u^2}{2}\right)du$ – функция нормального распределения, u – параметр интегрирования; ν – коэффициент вариации распределения отказов.

Показатель надежности всего радиоэлектронного аппарата:

$$P_\Sigma(x)=\prod_i P_i(x) \qquad (12)$$

В большинстве РЭА число отдельных структурных элементов может достигать сотен и тысяч, поэтому расчет надежности по уравнениям и формулам (1) – (12) требует создания специального программно-ориентированного комплекса автоматизированного проектирования.

Выводы

1. Показано, что среднеинтегральные температуры ячеек в блоках РЭА можно рассчитать аналитически, представив совокупность внутренних структурных и конструктивных составляющих РЭА как нагретую зону.

2. Для расчетов температур отдельных ЭРЭ и ФУ в ячейках и микросборках предложены математические модели, описывающих процессы теплообмена и получены аналитические решения этих уравнений.

3. Определены математические модели для аналитического расчета показателей надежности составляющих электронной структуры и всего устройства РЭА.

4. Показано, что для расчета показателей надежности современных радиоэлектронных аппаратов необходимо создавать программно-ориентированные комплексы автоматизированного проектирования.

Список литературы

1. *Уваров Б.М., Зіньковський Ю.Ф.* Оптимізація теплових режимів та надійності конструкцій радіоелектронних засобів з імовірнісними характеристиками – К.: ”Корнійчук”, 2011. – 201 с.

2. *Лыков А.В.* Тепломассообмен: (Справочник). 2-е изд., перераб. и доп. М.: Энергия, 1978. – 480 с.

3. ДСТУ 2992-96. Вироби електронної техніки. Методи розрахунку надійності.

4. *Прытков С.Ф., Горбачева В.М., Мартынова М.Н., Петров Г.А.* Надежность электрорадиоизделий/Справочник. – МО РФ и НИИ “Электронстандарт”, 2004 – 620 с.

УДК 537.87 (043.2)

П.О. Андрухович, аспірант
(Національний авіаційний університет, Україна, м. Київ)

МЕТОДИКА УТОЧНЕННЯ ВТРАТ У ВНУТРІШНІХ СТІНАХ ДЛЯ МОДЕЛІ РОЗПОВСЮДЖЕННЯ ЕЛЕКТРОМГНІТНОГО ПОЛЯ ХАТА

В роботі проведено дослідження розповсюдження електромагнітного поля в будівлі та встановлені втрати при проходженні крізь стіну. Запропоновано методику модернізації моделі Хата для уточнення коефіцієнта втрат при розповсюдженні поля через стіну.

Модель Хата є найбільш універсальною і може бути використана для опису моделей загроз та порушників. Дана модель є емпіричним зображенням графічних даних про втрати на трасі поширення електромагнітних полів. Ця емпірична модель спрощує розрахунок втрат на трасі, тому що являє собою завершену формулу, не основану на емпіричних кривих для різних параметрів. У моделі Хата не потрібно використання поправочних коефіцієнтів залежно від конкретної траси, як це має місце в інших моделях поширення електромагнітних полів.

Для визначення моделі загроз потрібно створити різні сценарії розповсюдження електромагнітного поля. Оскільки порушник може знаходитись як в будівлі так і поза нею. Можна виділити наступні сценарії розповсюдження електромагнітних хвиль: зовнішньо – зовнішній сценарій, внутрішньо – зовнішній сценарій і внутрішньо – внутрішній сценарій.

При внутрішньо-внутрішньому сценарії втрати електромагнітного поля розраховуються за наступною формулою:

$$L(внутрішньо-внутрішнє) = L_{fc} + L_c + \sum k_{\omega i} L_{\omega i} + n^{(\frac{n+2}{n+1} - b)} \cdot L_f,$$

де L_{fc} - втрати сигналу у вільному просторі між передавачем та приймачем;

L_c - постійні втрати (середнє значення 37 Дб);

$k_{\omega i}$ - кількість подоланих стін;

$L_{\omega i}$ - втрати у внутрішніх стінах (середнє значення 5 Дб);

L_f - втрати проникнення скрізь підлогу (середнє значення 18,3 Дб);

n - кількість подоланих поверхів;

b - емпіричний параметр (середнє значення 0,46);

Для внутрішньо-внутрішнього сценарію розрахунків моделі Хата використовуються постійні значення втрат (3,4 та 6,9 дБ) при розповсюдженні магнітного поля крізь стіну ($L\omega i$), що залежать лише від типу стіни, а не від частоти, що не є дійсним для обох цих параметрів.

Після проведення дослідження було встановлено, що затухання поля сильно залежить від частоти, тому було б доречно внести зміни до моделі

Хата. Тому на основі отриманих даних було вирішено створити методику модернізації моделі Хата, розробивши функцію для розрахунку параметру втрат проходження крізь стіну, який залежить від частоти.

За допомогою практичного досліду було визначено втрати електромагнітного поля при проходженні крізь стіну на різних частотах в діапазоні від 30 до 1000 МГц. Отримані результати приведемо у вигляді таблиці.

Таблиця 1

Значення втрат сигналу у стіні

Частота випромінювання джерела, МГц	Значення втрат сигналу у стіні, дБ
30	40
50	5
100	46
130	78
150	82
185	52
230	30
300	11,2
500	25
700	24
900	37
1000	44

Виведення функції для модернізації було розроблено на основі сплайн-апроксимації та програмного пакету MATHCAD.

Для того щоб створити шукану функцію використовувався поліном третього ступеня:

$$y = a1x^3 + a2x^2 + a3x + a4. \quad (1)$$

Діапазон від 30 до 1000 МГц розділяється на три частини для отримання більш точних результатів, тому що кожний з піддіапазонів буде описаний власною функцією:

- від 30 до 130 МГц
- від 130,1 до 300 МГц
- від 300,1 до 1000 МГц

Для того щоб знайти коефіцієнти a1,a2,a3,a4 було використано дані отримані в ході досліджень, які підставлялися до наведеного вище поліному 1. Після підстановки утворилася система з чотирьох рівнянь:

$$\begin{cases} f2(a1,a2,a3,a4) = 30^3 a1 + 30^2 a2 + 30a3 + a4 + 40 \\ g2(a1,a2,a3,a4) = 50^3 a1 + 50^2 a2 + 50a3 + a4 + 5 \\ h2(a1,a2,a3,a4) = 100^3 a1 + 100^2 a2 + 100a3 + a4 + 46 \\ j2(a1,a2,a3,a4) = 130^3 a1 + 130^2 a2 + 130a3 + a4 + 78 \end{cases}, \quad (2)$$

В результаті розв'язку системи лінійних алгебраїчних рівнянь 2 було отримано значення коефіцієнтів a1,a2,a3,a4 для першого піддіапазону:

$$V = \begin{matrix} 3{,}363 \cdot 10^{-4} \\ -0{,}097 \\ 7{,}882 \\ -198{,}018 \end{matrix}.$$

Підставивши дані коефіцієнти була визначена залежність втрат між суміжними поверхами для першого діапазону частот:

$$L_\omega = 3{,}363 \cdot 10^{-4} f^3 - 0{,}097 f^2 + 7{,}882 f - 198{,}018. \quad (3)$$

Проведемо аналогічні розрахунки для другого піддіапазону:

$$L_\omega = 1{,}792 \cdot 10^{-5} f^3 - 0{,}015 f^2 + 4{,}277 f - 452{,}657. \quad (4)$$

Проведемо аналогічні розрахунки для третього піддіапазону:

$$L_\omega = 3{,}167 \cdot 10^{-7} f^3 - 8{,}4 \cdot 10^{-4} f^2 + 0{,}668 f - 188{,}5. \quad (5)$$

В результаті об'єднавши всі три розв'язки 3, 4, 5 від кожного з під діапазонів в систему рівнянь знайдено шуканий розв'язок для всього діапазону:

$$L_\omega = \begin{cases} 3{,}363 \cdot 10^{-4} f^3 - 0{,}097 f^2 + 7{,}882 f - 198{,}018 & 30 МГц \le f < 130 МГц \\ 1{,}792 \cdot 10^{-5} f^3 - 0{,}015 f^2 + 4{,}277 f - 452{,}657 & 130 МГц \le f < 300 МГц \\ 3{,}167 \cdot 10^{-7} f^3 - 8{,}4 \cdot 10^{-4} f^2 + 0{,}668 f - 188{,}5 & 300 МГц \le f \le 1000 МГц \end{cases}, \quad (6)$$

Приведемо в таблиці порівняльні значення затухання електромагнітного поля у стіні отримані експериментальним шляхом та отримані за допомогою використання виведеної формули $L\omega$.

Із значень приведених у таблиці 2 можемо зробити висновок, що створена функція дає можливість визначити значення втрат сигналу у стіні із загальною похибкою, що не перевищує 12 %.

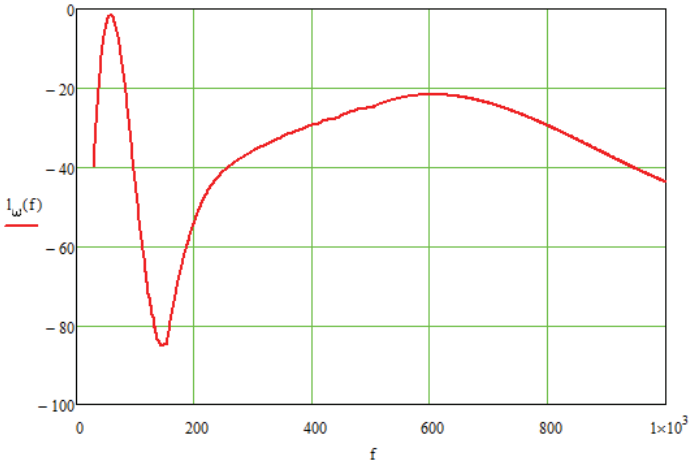


Рис. 1. Залежність втрат у стіні від частоти

Таблиця 2

Порівняння значень втрат сигналу у стіні

Частота випромінювання джерела, МГц	Значення втрат сигналу у стіні, дБ	Значення втрат сигналу у стіні отримані за допомогою виведеної формули, дБ
30	40	39,778
50	5	4,381
100	46	43,518
130	78	73,807
150	82	88,127
185	52	61,324
230	30	44,414
300	11,2	35,717
500	25	24,912
700	24	23,872
900	37	36,826
1000	44	43,8

Із значень приведених у таблиці 2 можемо зробити висновок, що створена функція дає можливість визначити значення втрат сигналу у стіні із загальною похибкою, що не перевищує 12 %.

Висновки

Після проведення дослідження було встановлено, що затухання поля сильно залежить від частоти, тому було б доречно внести зміни до моделі Хата. Відповідно до Рек. МСЭ-R М.1225 показник втрат у стіні $L\omega i$ має два значення 3,4 та 6,9, що залежать лише від типу стіни, а не від частоти, що не є дійсним для обох цих параметрів. Тому на основі отриманих даних була створена методика модернізації моделі Хата. Результатом модернізації стала функція для розрахунку втрат у стіні, які залежить від частоти. Загальна похибка результатів обрахованих за допомогою отриманої моделі не перевищує $L\omega$ – 12 %, що свідчить про практичну цінність даної моделі.

Список використаної літератури

1. Общая методология оценки радиотехнологий IMT-2000: МСЭ-R М.1225. – [Действительный от 1997-02] . – Международный союз электросвязи, 1997. – 60 с.

2. Владимир Галатенко. Информационная безопасность // "Открытые системи", # 4, 1995.

3. Г.Ф.Конахович, В.П.Климчук, С.М.Паук, В.Г.Потапов «Захист інформації в телекомунікаційних системах» - К.: НАУ, 2007. – 321с.

УДК 654.197 (043.2)

Р.С. Одарченко, аспірант., П.Ю. Войдюк, студент
(Національний авіаційний університет, Україна, м.Київ)

ОСНОВНІ АСПЕКТИ РОЗВИТКУ ЦИФРОВОГО ТЕЛЕБАЧЕННЯ В УКРАЇНІ

Розглянуто основні проблеми організації та загальний стан цифрового мовлення в Україні, його переваги над аналоговим, а також аналіз досвіду впровадження цифрового ефірного мовлення на світовому ринку.

Сьогодні ми на порозі масового поширення цифрового телевізійного мовлення. Всім давно відомо, але слід повторити, що цифрове телебачення має набагато більше переваг в порівнянні з аналоговим. Завдяки цифровому телебаченню до масового глядача практично без спотворень доходить сигнал студійної якості, з'являється можливість передавати відеозображення високої чіткості (HDTV – high definition television) з числом рядків розгортки 720, 1080 (формат кадру 9:16), що краще, ніж стандартні на сьогодні 625 рядків, з форматом кадру 3:4. Цифрове телебачення дозволяє набагато ефективніше використовувати спектральний діапазон, тобто замість одного аналогового можна передавати кілька цифрових каналів. У результаті на порядок зростає кількість одночасно доступних телевізійних програм. Крім того, цифрове телевізійне мовлення може забезпечити доступ до інтернету та іншої довідкової інформації за допомогою додаткового каналу зворотного зв'язку.

Слід зауважити, що найбільшою проблемою аналогового телебачення є його незадовільна якість. Відсортувати чистий сигнал від перешкод дозволяє тільки цифрове кодування. А вже забезпечити стійкий прийом при використанні телевізійної техніки в автомобілі, та ще й на значній відстані від передавача, воно не в змозі. Враховуючи всі недоліки аналогового мовлення розробники стандарту DVB-T (цифрове наземне мовлення) приділили особливу увагу стійкості прийому сигналу і його несприйнятливості до перевідбиття сигналів (повтори в аналоговому зображенні). Для боротьби з цим ефектом в цифровому ефірному телебаченні використовується спеціальний алгоритм: інформація посилається з передавача не безперервним потоком, а розбивається на невеликі пакети і передається з перервами. У цьому випадку ефект луни допомагає не тільки чітко передати основний сигнал, але і багато разів підсилити його за рахунок повторення відбитими хвилями.

Найважливіша особливість DVB-T як контейнера для передачі транспортних пакетів MPEG-2 - гармонійне поєднання системи канального кодування і способу модуляції COFDM (Coded Orthogonal Frequency Division Multiplex, ортогональное частотне ущільнення). Основна ідея системи COFDM полягає в усуненні погіршення якості сигналу при наземному поширенні радіохвиль. Частотна характеристика каналу неоднакова для його різних складових: при підсумовуванні прийнятих несучих частот (основна несуча і її луна-сигнали) результуючий сигнал може бути рівним нулю або перевищувати

рівень основної несучої. Для вирішення цієї проблеми система COFDM спочатку була використана для передачі даних в розширеному спектрі з використанням великого набору близько розташованих частотних смуг. Потім корисний сигнал перед його передачею був кодований, щоб забезпечити можливість його відновлення при прийомі [1].

Навіть беручи до уваги той факт, що граничне відношення сигнал / шум для цифрового телебачення приблизно в 5-10 разів краще, забезпечення надійності прийому в стандарті було приділено першорядне значення. Тому в DVB-T використовується поєднання двох видів кодування - зовнішнього і внутрішнього, розрахованих на боротьбу з помилками різної структури, частоти і статистичних властивостей і забезпечують при спільному застосуванні практично бездоганну роботу. Така схема побудови кодека дозволяє і уніфікувати ряд його функціональних вузлів для ефірних, супутникових і кабельних систем цифрового мовлення за рахунок того, що загальні для них операції з обробки даних виконуються у зовнішній системі кодування, а додаткова, що залежить від виду модуляції і середовища передачі, - відбувається у складі внутрішньої системи кодування модему [2].

Незважаючи на всі переваги цифрового мовлення, в Україні цей процес розвивається недостатньо ефективно, навіть враховуючи те, що підписана міжнародна угода «Женева 2006», яке зобов'язує перейти на цифрове ефірне мовлення до 2015 року.

Процес переходу сьогодні просувається в основному за рахунок комерційних компаній, зацікавлених у цьому, підприємці вкладають в ринок чималі інвестиції, завдяки чому українці, хоч і за значні гроші, але бачать реальні переваги цифрового телебачення. На жаль, цифрове ефірне телебачення розвивається значно повільніше, ніж платне кабельне та супутникове (цифрове). Міжнародним союзом електрозв'язку за участю адміністрацій зв'язку країн затверджений регіональний план цифрової наземної радіомовної служби у смугах частот 174 – 230 Мгц і 470 - 862 МГц - "Женева-2006". На частоті 634 МГц (41 канал) віщають наступні телеканали: УТ-1, К1, К2, ТРК КИЇВ, ІНТЕР, ENTER MUSIC, радіо Ера; на частоті 650 МГц (43 канал): 5 канал, МЕГАСПОРТ, КІНО, НТН, РТР-УКРАЇНА, ОТV; на частоті 714 МГц (51 канал): КДРТРК, 24 (Новини), КУЛЬТУРА, ТОНІС, 1 +1, КРТ, радіо УР-1, УР-2, УР-3; на частоті 818 МГц (64 канал): ГАММА, ICTV, ТЕСТ-НОВИЙ КАНАЛ, ТЕСТ-М1.

Як показав досвід, модель впровадження цифрового телебачення на основі платного перегляду каналів, яка використовувалася в трьох країнах Європи (Великобританії, Іспанії та Швеції), не є ефективною. Тому, протягом перехідного періоду, коли будуть паралельно існувати аналогове і цифрове ефірне мовлення, оператори розраховують отримувати прибуток за рахунок додаткових інтерактивних послуг. Саме інтерактивні послуги повинні сприяти розвитку цифрового ефірного телебачення. Глядачі матимуть доступ до телепрограм цифрового телебачення, але за використання додаткових переваг - інтерактивних послуг – потрібно буде вносити додаткову плату.

Впровадження цифрового ефірного мовлення стикається з низкою важко переборних перешкод, серед яких важливе значення займають проблеми

технічного плану. Це і заміна застарілого передавального обладнання, так як електроніка рухається вперед і на заміну йому приходить нове, досконаліше обладнання. Його використання набагато доцільніше (з технічної точки зору) і раціональніше (з фінансової сторони), ніж обслуговування застарілого обладнання (яке в подальшому зажадає ємних капіталовкладень, ніж покупка нового). Так само великий проблемою технічного плану є забезпечення населення прийомними пристроями. Сьогоднішній фінансовий стан в країні не дозволяє багатьом глядачам придбати навіть найпримітивніший ресивер вартістю 350 гривень [3].

І слід звернути увагу на те, що приставки до телевізорів вирішують тільки проблему в перехідному періоді, так як електроніка розвивається з такою швидкістю, що споживач не встигає відстежувати оновлення ринку, це стосується і телекомунікаційного устаткування. Сьогодні телеглядач має можливість купити не тільки телевізор з вбудованим в нього цифровим тюнером, а також DVD-плейер, що дозволяє одночасно з переглядом телевізійних програм виробляти і їх запис (в пам'ять приладу або на жорсткий диск) [4]. Ще однією причиною, що гальмує процес впровадження цифрового ефірного мовлення, є не тільки брак устаткування, але і нестача кваліфікованого персоналу, який зможе на належному рівні забезпечити його роботу.

Одним з найважливіших аспектів, що гальмує розвиток цифрового мовлення, є те, що все це не підтримується на законодавчому рівні. Уряд недооцінює всієї важливості впровадження цифрового телебачення, оскільки за порівняно з іншими країнами Україна поступається їм за темпами розвитку. Зволікання з виконанням угоди призведе до того, що застосування цифрового мовлення буде можливим тільки за умови відсутності радіоперешкод від аналогового мовлення для цифрового телерадіомовлення в сусідніх країнах. Тому на тій частині нашої території, де не будуть створені інфраструктури цифрового телерадіомовлення, програми державного мовлення можуть не транслювати взагалі і це призведе до втрати частини національного радіочастотного ресурсу.

Процес організації цифрового телерадіомовлення в Україні стикається з низкою важко переборних перешкод.

По-перше, впровадження цифрових технологій телерадіомовлення не має суттєвої політичної підтримки. Україна залишається країною дуже бідних (За європейськими мірками) людей. Більшість населення або не хоче, або просто не може дозволити собі навіть $ 30-40 на найпростіші конвертери «Цифра-аналог», які можна підключати до аналогових телевізорів. Тому плани розвитку припускають величезні (близько 1,8 млрд грн) дотації з бюджету тільки для того, щоб забезпечити такими найпростішими пристроями всіх бажаючих. Ще від 500 до 850 млн грн бюджетних коштів передбачається витратити на створення інфраструктури цифрового мовлення, включаючи передавачі і мережі радіорелейних ліній для доставки сигналу.

По-друге, між тим надія, опора і основні годувальники ринку телерадіомовлення - телеканали із загальнонаціональним ефірним покриттям- без ентузіазму ставляться до цифрового мовлення. Для них поява в

перспективі ще 20-30 каналів означає ще більшу втрату глядацької аудиторії. Розширення вибору неминуче призведе до розпорошення аудиторії. Менше глядачів, нижче рейтинг, менше вартість ефірної реклами, а відповідно, прибутки у нинішніх лідерів ринку.

По-третє, навіть для провідних телеканалів наповнення ефіру залишається непростим завданням. Новачки, які отримали в своє розпорядження сотні годин ефірного часу щодня, просто не зможуть заповнити його якісним продуктом. При цьому відтягнуть на себе частину рекламних грошей, які зараз дістаються грандам.

Висновки

На сьогоднішній день цифрове телемовлення витісняє аналогове, так як має ряд переваг. Завдяки цифровому телебаченню до масового глядачеві практично без спотворень доходить сигнал студійної якості, з'являється можливість передавати відеозображення високої чіткості. Цифрове телевізійне мовлення забезпечує доступ до інтернету та іншої довідкової інформації за допомогою додаткового каналу зворотного зв'язку.

Недарма Єврокомісія зобов'язала всі країни, що входять до Європейського Союзу, закінчити повний перехід до цифрового телемовлення вже до 2015 року. Україна також приєдналася до цієї угоди. Однак у нас цей процес розвивається недостатньо ефективно, хоча порядку 68% телеглядачів дивляться аналогове телебачення.

Але проблемою для нас в даному випадку є те, що після 2015 року застосування цифрового мовлення буде можливим тільки за умови відсутності радіозавад від аналогового мовлення для цифрового телерадіомовлення в сусідніх країнах. Тому на тій частині нашої території, де не будуть створені інфраструктури цифрового телерадіомовлення, програми державного телерадіомовлення можуть не транслювати взагалі.

Список літератури

1. Смирнов А.В. Основы цифрового телевидения. – М.: Горячая линия – Телеком, 2001.– 224с.

2. Локшин В.А. Цифровое вещание: от студии к телезрителю. [Электронный ресурс].

3. Насретдинов Р.А. Цифровое телевидение – новое расширение спектра услуг. [Электронный ресурс].

4. Олифент.А., Крист П. Совместные научные исследования и разработки по ускорению внедрения систем наземного цифрового телевидения // Труды Международной конференции по вещанию IBC. – 1998. – С. 35–39.

УДК 681.323 (043.2)

А.О. Горбунов, асистент
(Национальный авиационный университет, Украина, Киев)

ТРЕБОВАНИЯ К БЕЗОПАСНОМУ ОБЛАЧНОМУ ПРОГРАММНОМУ ОБЕСПЕЧЕНИЮ

Проверка на безопасного облачного программного обеспечения включает в себя ряд требований. Каждое такое требование должно опираться на определённый стандарт или методологию и предоставлять единую методику для тестирования всего программного обеспечения. В работе представлены некоторые из таких требований.

Вычисление облака становится все более и более привлекательной альтернативой крупным, внутренним информационным центрам. Даже при том, что у многих профессионалов расходятся мнения о возможностях и целесообразности использования облаков, их использование растет с каждым годом.

Для обеспечения защиты облачных вычислений необходимо чтоб развивалась стандартизация в этой области. Это не только сделает облака более привлекательными, но и систематизирует подходы к организации и разработке безопасных облаков. В данной работе рассмотрены и обобщены некоторые требования, которые используются при разработке безопасного облачного программного обеспечения.

Требования к безопасному облачному программному обеспечению связаны с нефункциональными вопросами такими, как минимизирование или устранение уязвимостей и обеспечение того, что программное обеспечение будет работать, как требуется, даже при атаке. Эта цель отличается от функциональности безопасности в программном обеспечении, в которой рассматриваются области, которые происходят от политики информационной безопасности, такие как идентификация, аутентификация, и авторизация.

Разработка требований к программному обеспечению - процесс определения ожиданий и потребностей клиентов программного обеспечения, и проводится перед фазой проектирования программного обеспечения. Требования должны быть однозначными, корректными, измеримыми, и детализированными.

Karen Goertzel, Theodore Winograd и их спонсоры в “Enhancing the Development Life Cycle to Produce Secure Software” из американского Министерства обороны данных и Аналитического Центра программного обеспечения (DACS) утверждают, что все программное обеспечение совместно использует следующие три требования безопасности:

- Оно должно быть надежным при ожидаемых условиях эксплуатации и оставаться надежным при неблагоприятных условиях эксплуатации.

- Оно должно быть надежным в своем поведении, и в неспособности быть скомпрометированным злоумышленником путем эксплуатации уязвимости или вставки вредоносного кода.

- Оно должно быть достаточно устойчивым, чтобы быстро восстановить полные операционной способности с минимумом повреждений для себя, обрабатываемые ресурсы и данные, и внешние компоненты, с которыми оно взаимодействует.

В следующих разделах облачные рассмотрения программного обеспечения, связанных с функциональной безопасностью и свойствами безопасности, исследуются в контексте требований к разработке программного обеспечения. Безопасные требования к функциям, связанным с безопасностью облачного программного обеспечения, обычно определяют, что программному обеспечению необходимо достичь, чтобы выполнить задачу надежно.

Безопасные методы разработки

Есть много методов для того, чтобы разработать код. Любой из них может использоваться для разработки безопасного "облачного" приложения. У каждой модели разработки должны быть и требования и тестирование. В некоторых моделях требования могут появиться через определенное время. Очень важно, чтобы требования к защите были установлены в начале процесса разработки.

Безопасность в "облачном" приложении имеет тенденцию быть утонченными и невидимыми. Безопасность заметна только два раза в цикле разработки: определение требований и тестирование. В других случаях, сроки, возможности, производительность, внешний вид и чувство и десятки других проблем имеют тенденцию подтолкнуть безопасность в обратную сторону. Вот почему важно удостовериться, что требования к безопасности видны в начале жизненного цикла разработки программного обеспечения.

Во многом, инструменты и методы, используемые для проектирования и разработки чистых, эффективных "облачных" приложения, будут поддерживать разработку безопасного кода также. Особое внимание, однако, нужно приделить следующим областям:

- Обработка данных — Некоторые данные более чувствительны и требуют специальной обработки.

- Кодовые методы — Необходимо соблюдать осторожность, чтобы не представить слишком много информации потенциальному взломщику.

- Параметры языка — Рассматривают сильные и слабые места используемого языка.

- Проверка входных данных и введение контента — Данные (контент), вводимые пользователем, никогда не должны иметь прямого доступа к команде или запросу.

- Физическая безопасность системы — Физический доступ к облачным серверам должен быть ограничен.

Обработка данных

Поскольку Интернет продолжает быть движущей силой в большинстве наших повседневных жизней, все больше персональных данных и уязвимой информации будут помещены в облачные серверы. Требования для обработки этой частной информации не существовали пять лет назад, в то время как другие данные, такие как пароли, всегда требовали специальной обработки.

Ниже приведены некоторые особые случаи для обработки чувствительных или критических данных:

- Пароли никогда не должны передаваться в открытом виде. Они всегда должны быть зашифрованными.

- Пароли никогда не должны быть видимыми на экране пользователя, так как они вводятся в компьютер. Даже если звездочки (*) выводятся на экран, необходимо контролировать, что звездочки это не просто шрифт. Если это так, кто-то может украсть пароль, копируя и вставляя пароль с экрана.

- Если возможно, пароли должны всегда шифроваться односторонними хэшами. Это будет гарантировать, что никто (даже системный администратор) не сможет извлечь пароль из сервера. Единственный способ повредить пароль будет посредством грубого взлома. С односторонним хешированием, фактические пароли не сравниваются для аутентификации пользователя; скорее хешированное значение хранится на сервере и сравнивается с хешированным значением, отправленным пользователем. Если пароли не могут быть дешифрованы, пользователям нельзя предоставить их пароли, когда они забывают их. В таких случаях, системный администратор должен ввести новый пароль для пользователя, который пользователь может изменить при повторном входе в приложение.

- Кредитная карта и другая финансовая информация никогда не должны представляться в открытом виде.

- Облачные серверы должны минимизировать передачу и печать информации кредитной карты. Это включает все отчеты, которые могут использоваться для внутреннего использования, такие как поиск и устранение неисправностей, состояние и отчеты о выполнении работ.

- Уязвимые данные не должны быть переданы к облачному серверу как часть строки запроса, поскольку строка запроса может быть зарегистрирована в журналах и доступна неавторизованным лицам, чтобы видеть информацию кредитной карты. Например, следующая строка запроса включает номер кредитной карточки:

http://www.serversite.com/process_card.asp?cardnum=1234567890123456

Методы шифрования

Минимальная необходимая информация должна быть включена в облачный серверный код. Злоумышленники проведут бесчисленные часы, исследуя HTML и сценарии для получения информации, которая может использоваться, чтобы сделать их вторжения легче выполнимыми. Комментарии должны быть удалены из операционного кода, и имен и других персональных данных нужно избегать. Поля HTML комментариев не должны показывать годная для использования информацию о разработчиках или организации. Комментарии не так уж плохи по существу, но те, которые встроены в HTML-сценарий или клиентский сценарий и которые могут содержать частную информацию, могут быть очень опасными в руках злоумышленника.

Сторонние пакеты программного обеспечения, такие как веб-серверы и FTP-серверы, часто обеспечивают баннеры, которые указывают версию программного обеспечения, которое работает. Злоумышленники могут

использовать эту информацию, чтобы сузить поиск эксплойтов, чтобы применить к этим целям. В большинстве случаев эти баннеры могут быть изъяты или изменены.

Параметры языка

Один из наиболее часто обнаруживаемых уязвимостей в облачных серверных приложениях это прямой результат использования C и C++. Язык C неспособен обнаружить и предотвратить неподходящее распределение памяти, которое может привести к переполнению буфера.

Поскольку язык C не может предотвратить переполнение буфера, это оставляют программисту для реализации безопасных методов программирования. Хорошие методы кодирования проверят на граничные пределы и удостоверятся, что функции должным образом вызваны. Это требует большой дисциплины от программиста; и практически даже самые опытные разработчики могут иногда пропускать эти проверки.

Одна из причин, почему язык Java так популярен, это его внутренние механизмы безопасности. Вредоносные конструкции языка не должны быть возможными в Java. Виртуальная машина Java (JVM) ответственна за прекращение переполнения буфера, использования неинициализированных переменных и использование недействительных кодов операций.

Проверка входных данных и введение контента

Все вводимые пользователем данные, которым нельзя доверять, должны быть проверены и подтверждены. Введение контента происходит, когда облачный сервер принимает данные от пользователя и применяет контент этих данных в команды или SQL-отчеты. По существу, данные пользователя вводятся в команду, которая выполняется сервером. Введение контента может произойти, когда у сервера нет четкого различия и разделения между входными данных и выполняемыми командами.

Выводы

Вычисление облака было сделано возможным слиянием множества архитектурных, технологических. Требования к защите облачного программного обеспечения определяют необходимые атрибуты для поведения проверки и обеспечения необходимых ограничений на функциональность программного обеспечения, тогда как облачные требования к программному обеспечению касаются только необходимой функциональности и технических характеристик.

В данной работе были приведены основные требования, предъявляемые разработчикам, при разработке безопасного облачного программного обеспечения.

Список литературы

1.Information Assurance Technology Analysis Center (IATAC)/Data and Analysis Center for Software (DACS), “Software Security Assurance State-of-the-Art Report (SOAR),” July 31, 2007.

УДК 621.391.25 (043.2)

В.В. Антонов, старший викладач
Т.Я. Малік, студент
(Національний авіаційний університет, Україна, м.Київ)

АНАЛІЗ ТЕХНОЛОГІЙ ПЕРЕДАВАННЯ ЗАХИЩЕНОГО МОВНОГО ТРАФІКА В АВІАЦІЙНИХ СИСТЕМАХ РАДІОЗВ'ЯЗКУ

Існує велика кількість методів утворення захищеного каналу передачі мовної інформації, деякі із котрих забезпечують можливість її транспортування через вузько смуговий канал. Для цього каналу існують певні закономірності та оптимальні умови експлуатації, які буде проаналізовано нижче.

Сучасні технології передавання захищеного мовного трафіка базуються на використанні методів спектрального аналізу мовних повідомлень, теорії телекомунікацій та теоретичних концепцій захисту інформації. Засоби та механізми, що реалізують ці технології, мають бути узгоджені між собою та враховувати особливості сумісного застосування результатів вищеназваних теорій та концепцій у рамках однієї технологічної схеми. У будь-якому випадку вибір технології передавання залежить від конкретного змісту прикладних застосувань, що використовують процедури транспортування інформації через незахищене середовище, та технічних характеристик каналу передавання інформації.

У роботі надана класифікація існуючих технологій передавання захищеного мовного трафіка, де характеристики цих технологій розглянуто, головним чином, з огляду на організаційні та психологічні аспекти їхнього застосування на практиці. Кожний із цих класів має свої переваги й недоліки.

Аналогове скремблювання мовного сигналу застосовується в аналогових системах зв'язку. Під аналоговим скремблюванням розуміється зміна характеристик мовного сигналу таким чином, що отриманий модульований сигнал, маючи властивості нерозбірливості й невпізнанності, займає ту ж смугу частот, що й вихідний сигнал. Для аналогових скремблерів є характерною присутність в каналі зв'язку фрагментів вихідного відкритого мовного повідомлення, що утворились як результат перетворень мовного сигналу в частотній й (або) часовій області. Це принципово виключає можливість створення високо захищеного каналу транспортування мовного сигналу.

Дискретизація мовного сигналу з наступним його шифруванням здійснюється у цифрових системах зв'язку. Цифрові системи дискретизації мови з наступним шифруванням створюються таким чином, щоб виключити можливість передавання у канал будь-якої частини вихідного мовного сигналу. У цьому випадку фізичні ознаки мови у каналі не виявляються, а ступінь захищеності визначається тільки задіяним алгоритмом шифрування, розмірністю та методом формування ключу шифру. Тому ці системи потенційно можуть забезпечити високий рівень захисту мовних повідомлень.

У наш час розрізняють широкосмугові та вузько смугові цифрові системи закриття мови.

У широкосмугових системах поточна форма аналогового вихідного мовного сигналу у процесі передачі безпосередньо кодується у цифровий потік даних, що змішується із псевдовипадковою послідовністю шифрувальних сигналів, яка виробляється ключовим генератором, відповідно до обраного криптографічного алгоритму. Вокодерне утиснення й дискретизація мови з наступним її шифруванням також здійснюється у цифрових системах зв'язку. Але у цьому випадку можуть бути використані вузькосмугові системи, тобто цей клас систем закриття мовного сигналу може знайти застосування в авіаційних застосуваннях. Тому наступний підрозділ роботи присвячено аналізу вокодерних систем з урахуванням умов їхнього використання в авіації.

Для того, щоб відносно широкий спектр якісного мовного сигналу було можливим транспортувати через вузьку смугу пропускання стандартного авіаційного радіоканалу, необхідно на передавальній стороні здійснити компандування цього сигналу (тобто, утиснути ширину його спектру), а на приймальній стороні здійснити його експандування (тобто, цей спектр відновити). Можливі два способи компандування мови - безпосередній та параметричний. Принцип безпосереднього компандування через технічні труднощі на практиці не знайшов застосування, в той час як параметричне компандування широко використовується у реальних системах зв'язку.

Параметричним компандуванням називають такий спосіб перетворення сигналу, за якого його компресію виконують виділенням з нього обмеженої кількості параметрів, що повільно змінюються, завдяки яким сигнал може бути відновлений, а експандування виконується за рахунок місцевих джерел, які керуються цим комплексом параметрів. За частотного параметричного компандування у канал надходить не сам спектр мовного сигналу, а лише відомості про його характерні особливості (параметри). Пристрій, що здійснює параметричне компандування/експандування мови прийнято називати вокодером. Вокодер, аналізуючи форму мовного сигналу, робить оцінку параметрів змінних компонентів певним чином обраної моделі генерації мови й передає ці параметри у цифровій формі через канал зв'язку на синтезатор, де відповідно до цієї моделі по прийнятим параметрам синтезується мовне повідомлення.

Найбільше розповсюдження серед систем цифрового кодування мови з наступним шифруванням отримали вокодери з лінійним провісником (ЛПР).

У вокодері із лінійним провісником мовна інформація передається трьома параметрами: амплітудою, рішенням «сигнал-тон» та періодом основного тону для вокалізованих звуків. Окрім того, передаються через канал коефіцієнти прогнозування. Подібне кодування передбачає, що усі параметри є незалежними, проте у натуральній мові параметри є корельованими. Це означає можливість суттєвого зниження швидкості передачі без втрати якості, якщо правило кодування оптимізувати з урахуванням залежності усіх параметрів. Такий підхід відомий під назвою векторне кодування. Його застосування до вокодеру ЛПР дозволяє зменшити швидкість передачі даних до 800 біт/с із незначною втратою якості відновленої мови.

Існує велика кількість методів утворення захищеного каналу передачі мовної інформації, деякі із котрих забезпечують можливість її транспортування через вузько смуговий канал. Проте для цього каналу має місце фундаментальна закономірність: для забезпечення більш високої якості відтворення мови на приймальній стороні необхідно забезпечити за інших рівних умов більш високу швидкість передачі даних через канал. Зокрема, дискретизація та передача звукового сигналу на швидкостях 30 – 60 кбіт/с дозволяє у повній мірі відновити будь-який звук – шуми, музику, голос. З іншого боку, якщо обмежитися вимогою розпізнавання лише смислового змісту отриманого мовного повідомлення (тобто, отримання певного еквіваленту друкованого тексту, що не несе індивідуальних ознак голосу та інтонацій), то необхідно забезпечити швидкість передавання не більше кількох сотень біт/с. Дослідження структури звуків людської мови показало, що для передавання не тільки тексту, але і індивідуальних особливостей голосу достатньо передавати цифровий потік на швидкостях 2 – 6 кбіт/с. До особливостей передавання цього потоку слід віднести наступне.

1) Процес аналізу на передавальній стороні потребує проміжку часу не менше десятка мілісекунд (типовий інтервал аналізу 15–30 мс), тому на приймальній стороні мовний сигнал відновлюється з певною затримкою, але ця затримка є суттєво меншою, ніж у скремблера, і для слухача є непомітною.

2) Оскільки алгоритм аналізу налаштований на максимальне використання особливостей усереднених характеристик голосу, то при виголошенні надзвичайно високих звуків та при певних звукосполученнях процес кодування може порушуватися та у відновленій на приймальній стороні мові виникають характерні «призвуки». Із тих же причин різноманітні шуми (зокрема, інші голоси) на передавальній стороні можуть суттєво негативно впливати на якість відновлення мови.

3) Кодуючий блок вокодеру усі звуки, що виникають на передавальній стороні, представляє як компоненти мови однієї особи, що може призвести до помітних спотворень. Наприклад, якщо на мікрофон впливає механічний шум, то після кодування/декодування він може перетворитися на людський голос. Ця обставина накладає певні обмеження на використання вокодерної апаратури.

Слід зазначити, що при вокодерній обробці параметри мовного сигналу на малих інтервалах часу (до 30мс) можуть розглядатися як постійні. Через суб'єктивний характер прийнятих методик оцінки якості передавання мови трудно визначити формальний зв'язок між інтервалами аналізу параметрів мовного сигналу та показниками якості синтезованих мовних повідомлень. Проте можливо однозначно стверджувати: чим коротше інтервал аналізу, тим точніше можна представити динаміку мови і, отже, отримати більш якісний синтезований сигнал. Але при цьому необхідно забезпечити більш високу швидкість передачі даних. Опубліковані дані свідчать, що у більшості випадків на практиці використовуються 20-мілісекундні інтервали аналізу, а в залежності від вимог до показників якості синтезу мовних повідомлень необхідна швидкість модемної передачі знаходиться у діапазоні 2400- 9600 біт/с. Зокрема, так звана комерційна якість синтезованої мови (коли рівень

розбірливості мови за звичайних умов задовольняє більшість користувачів) забезпечується на швидкостях 2400 - 4800 біт/с. Проте критичні авіаційні застосування потребують більш високої якості передавання мови і, отже, більш високих швидкостей передавання даних – 6200 біт/с і більше.

Щодо особливостей передавання захищеного мовного трафіка через стандартний радіоканал авіаційних систем зв'язку, то слід зазначити наступне.

1) Стандартний радіоканал авіаційного зв'язку є вузько смуговим. Тому в якості технології, найбільш придатної для забезпечення вимог критичних авіаційних застосувань, слід розглядати вокодерне утиснення й дискретизацію мовного сигналу з наступним його шифруванням засобами, що реалізують один із ефективних алгоритмів криптографічного шифрування. У цьому випадку існує можливість реалізації технологій передавання захищеного мовного трафіка як з високими рівнями захисту, так і з високими рівнями якості прийнятих мовних повідомлень.

2) Високий рівень якості прийнятих мовних повідомлень досягається лише за умови забезпечення відносно високої швидкості передачі локалізованих сигналів (якщо мати на увазі вузьку смугу пропускання каналу) у діапазоні 6200 – 9600 біт/с. На теперішній час цей діапазон швидкостей здатні забезпечити лише когерентні системи модемного зв'язку. Проте когерентним системам притаманний певний рівень нестабільності зв'язку, що пов'язаний із роботою систем фазової синхронізації. Внаслідок впливу різного роду завад спостерігаються відносно часті зриви фазової синхронізації з наступними відносно тривалими періодами відновлення синхронізації, що є негативним фактором, який обмежує використання сучасних систем захисту мовної інформації в режимі інтенсивного мовного діалогу через вузькосмуговий канал. Тому актуальним є завдання розробки некогерентних систем, які були б здатними забезпечити вищевказаний діапазон швидкостей передачі, не порушуючи при цьому норм щодо завадостійкості та енергетичного бюджету стандартного радіоканалу авіаційного зв'язку.

Висновки

В залежності від вимог до показників якості синтезу мовних повідомлень необхідна швидкість модемної передачі знаходиться у діапазоні 2400- 9600 біт/с. Проте критичні авіаційні застосування потребують більш високої якості передавання мови і, отже, більш високих швидкостей передавання даних – 6200 біт/с і більше.

В якості технології, найбільш придатної для забезпечення вимог критичних авіаційних застосувань, слід розглядати вокодерне утиснення й дискретизацію мовного сигналу з наступним його шифруванням засобами, що реалізують один із ефективних відомих нам алгоритмів криптографічного шифрування.

Високий рівень якості прийнятих мовних повідомлень досягається лише за умови забезпечення відносно високої швидкості передачі локалізованих сигналів (якщо мати на увазі вузьку смугу пропускання каналу) у діапазоні 6200 – 9600 біт/с. На теперішній час цей діапазон швидкостей здатні забезпечити лише когерентні системи модемного зв'язку.

УДК 629.735.051 (043.2)

Р.С. Одарченко, аспірант
(Національний авіаційний університет, Україна, м. Київ)

КОНЦЕПЦІЯ СЕНСОРНОЇ МЕРЕЖІ ДЛЯ ЗБОРУ МЕТЕОРОЛОГІЧНИХ ДАНИХ

В роботі проведено аналіз можливих шляхів вирішення задачі по збору метеорологічних даних в окремих стільниках для реалізації способу зміни випромінюваної потужності радіопередавальних пристроїв стільникових мереж. Запропоновано структуру сенсорної мережі для вирішення поставленої задачі.

Постає необхідність збору телеметричних даних для керування випромінюваною потужністю БС. В рамках даного дослідження пропонується вирішувати поставлену задачу за допомогою трьох альтернативних способів (рис. 1).

Рис. 1 Альтернативні способи збору телеметричної інформації

Найкращим запропонованим автором способом для збору телеметричних даних є використання спеціально побудованої для даних цілей сенсорної мережі.

Безпроводова сенсорна мережа спроектована для даних цілей представляє собою самоорганізовуючусь мережу, яка складається із безлічі безпроводових сенсорних вузлів, розподілених в просторі і призначених для моніторингу характеристик навколишнього середовища. Простір, який вкривається сенсорною мережею – сенсорне поле, яке призначене для збору метеорологічних даних.

Власне безпроводові сенсорні вузли являють собою мініатюрні пристрої з обмеженим набором ресурсів: зарядом батареї, об'ємом пам'яті, обчислювальними можливостями тощо. Пропонується, що такий пристрій для вирішення поставлених цілей по збору метеорологічних даних має наступну структурну схему, представлену на рис. 2 [2].

Конструктивно кожен вузол має складатися із обов'язкових датчиків (температурний, гідрометеорів, вологості). Крім цього є можливість підключення опціональних датчиків (наприклад, для вимірювання сейсмічної активності, напруженості електромагнітного поля тощо). Всі датчики підключаються до формувача сигналів через стандартні інтерфейси. Надалі зібрана інформація піддається мультиплексуванню та підсиленню, після чого із аналогового сигналу формується цифровий за допомогою АЦП (аналого-

цифрового перетворювача). Цифровий сигнал із виходу АЦП подається на вхід мікроконтролеру, який буде передавати оброблену інформацію паралельно на збереження у сховище для реєстрації даних лічильників та на вхід ВЧ (високочастотного) трансивера, з якого за допомогою ВЧ антенного пристрою радіосигнал буде передаватися до наступного вузла.

Рис. 2 Структурна схема вузла сенсорної мережі для збору метеорологічних даних

Об'єднання таких вузлів в єдину мережу забезпечить можливість отримання єдиної картини подій і процесів, що відбуваються у рамках цього сенсорного поля. Безпроводові сенсорні вузли будуть збирати інформацію і передавати її далі для обробки та аналізу. Орієнтовна структура сенсорної мережі для вирішення поставлених задач має наступний вигляд (рис. 3).

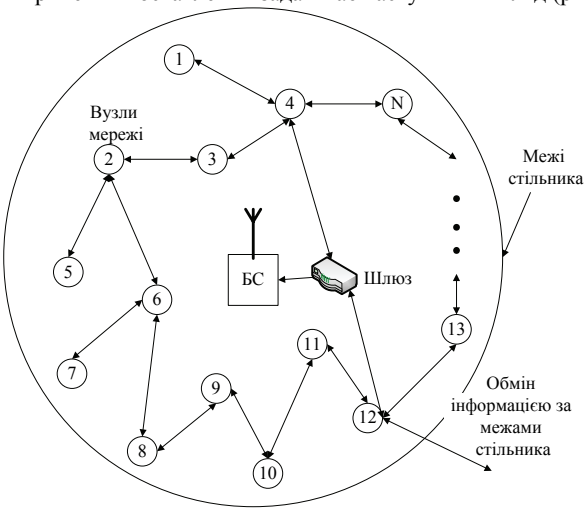


Рис. 3. Структура сенсорної мережі в межах окремого стільника

Основу сенсорної мережі, зображеної на рис. 3, складатимуть безліч сенсорних вузлів, які можуть взаємодіяти між собою. Сенсори будуть розташовуватись всередині кожного стільника. Їх кількість повинна варіюватись в залежності від характеру місцевості, розміру стільників тощо. Кожен вузол може виконувати різні функції (може виступати в якості координатора мережі, маршрутизатора чи бути простим сенсорним вузлом). Обов'язковим елементом запропонованої структури сенсорної мережі є шлюз (може бути більше одного шлюза в одній мережі), через який відбуватиметься передача зібраної метеорологічної інформації до БС.

Дана безпроводова сенсорна мережу може бути побудована на однотипних або різнотипних сенсорних вузлах. Проте пропонується її побудова саме на різнотипних вузлах, оскільки побудова мережі із однакових, але більш продуктивних вузлів, буде значно дорожчою, хоча й зможе виконувати більшу кількість покладених на неї задач.

У гетерогенній мережі різні сенсорні вузли можуть володіти різною енергоємністю, вимірюваним набором параметрів, обчислювальними можливостями.

Сенсорні вузли мережі можуть бути випадковим чином розташовані на деякій території із різною щільністю заповнення території або розміщені у відповідності з планом побудови мережі. Природньо, що алгоритми розподілу даних між сенсорними вузлами в першому і другому випадку або об'єктами, розташованими в ній будуть значно відрізнятись. Обмін даними може відбуватись по альтернативно обраним різним маршрутам, як показано на рис. 3. При цьому сенсори, які знаходяться на межі стільників можуть проводити обмін інформацією із вузлами сусідніх стільників.

Оскільки сенсорна мережа міститиме велику кількість сенсорних вузлів і найбільш важливою властивістю сенсорної мережі в цілому має бути виконання мережею своїх функцій, навіть, при виході з ладу якогось максимально можливого числа сенсорних вузлів, то необхідно створювати такі алгоритми управління сенсорними вузлами, щоб мінімізувати енергоспоживання та забезпечити перерозподіл навантаження між вузлами. При цьому кількість пакетів інформації, переданих, прийнятих та оброблюваних кожним сенсорним вузлом повинна бути такою, щоб витрати енергії були мінімізовані.

Іншою проблемою при побудові безпроводових сенсорних мереж є те, що відстань, на яку сенсорний вузол передає інформацію, може бути істотно менше, ніж у традиційних радіосистемах. Тому потужність передавача повинна бути мала (це сприяє і низькому енергоспоживанню) і архітектура безпроводової сенсорної мережі повинна тоді являти собою мережу з розподілом інтелектуальних ресурсів. Такі мережі відносяться до самоорганізовуючихось. Поширеним прикладом таких мереж служать мережі MANET (Mobile Ad Hoc Network)[3].

Таким чином, запропонована структура сенсорної мережі дозволить збирати докладну інформацію про поточні кліматичні умови, самостійно будувати метеорологічні карти в межах стільників за допомогою

спеціалізованого програмного забезпечення та приймати рішення про необхідність регулювання випромінюваної потужності радіопередавальними пристроями в межах окремо взятих стільників, що дозволить уникнути розривів зв'язку.

Крім цього, встановлення додаткових опціональних датчиків до сенсорних вузлів дозволить операторам зв'язку використовувати сенсорну мережу не тільки за основним її призначенням, але і для інших дослідницьких або комерційних цілей. Серед них можна виділити наступні [1].

1) Системи безпеки – контроль периметрів, визначення вторгнення, віддалене спостереження; моніторинг персоналу, охорона цінностей та творів мистецтва, домашні системи безпеки, системи пожежної сигналізації.

2) Системи моніторингу і контролю навколишнього середовища (вологість, температура, склад повітря / грунту / води, тиск, магнітний фон); моніторинг забруднення навколишнього середовища, міграція тварин, комах.

3) Системи електроенергії – управління енергопостачанням; контроль кондиціонування, вентиляції, опалення, освітлення; ретранслятори для лічильників газу, води, електроенергії.

4) Надзвичайні ситуації – оповіщення про стихійні лиха: лісові пожежі, зсуви і т. п;. порятунок людей при надзвичайних ситуаціях.

Таким чином оператори стільникових мереж зв'язку зможуть не тільки покрити накладні витрати на розгортання допоміжної сенсорної мережі, а ще й заробити на паралельній здачі її в оренду певним організаціям чи приватним особам.

Висновки

Запропоновано три альтернативні способи для збору метеорологічних даних для методу керування випромінюваною потужністю радіопередавальних пристроїв. В якості найкращого було обрано використання для даних цілей сенсорної мережі. Тому було розроблено концепцію сенсорної мережі, яка буде збирати дані про зовнішні метеорологічні умови в межах окремих стільників мережі та передавати їх до БС. Крім цього, дана сенсорна мережа може бути паралельно використана для реалізації інших комерційних проектів.

Список використаної літератури

1. Алгулиев Р.М., Фаталиев Т. В., Агаев Б. С., Алиев Т. С. Сенсорные сети: состояние, решения и перспективы // Научный журнал «Телекоммуникации». – М.: Изд-во «Наука и технологии», 2007. – С. 27-33;

2. Дмитриев А.С., Ефремова Е.В., Клецов А.В., Кузьмин Л.В., Лактюшкин А.М., Юркин В.Ю. Сверхширокополосная беспроводная связь и сенсорные сети // Радиотехника и электроника Том 53 № 10. – М.: Наука, 2008. – С. 1278 – 1289

3. Абдо Футахи, Евгений Кучерявый, Андрей Кучерявый LTE и беспроводные сенсорные сети // Мобильніе телекоммуникации №9-10, 2012. - С. 38-42;

УДК 621.396 (043.2)

В.В. Уланский, д.т.н., И.А. Мачалин, д.т.н, И.Е. Терентьева
(Национальный авиационный университет, Украина, Киев)

РАЗРАБОТКА СТРУКТУРЫ СРЕДЫ ЭКСПЛУАТАЦИОННОГО РЕЗЕРВИРОВАНИЯ ОБОРУДОВАНИЯ СИСТЕМ РАДИОДОСТУПА UTRAN

В докладе разработана классификация видов и структур резервирования оборудования систем радиодоступа UTRAN, которая включает: уровень резервирования макроэлементов, уровень резервирования конструктивных блоков и уровень резервирования программных модулей. Рассмотрены подмножества структур резервирования на каждом уровне.

В настоящее время к эксплуатационной надежности телекоммуникационных систем (ТКС) предъявляются повышенные требования, поскольку простои этих систем могут привести к большим потерям. Основным способом повышения надежности и, в частности, коэффициента готовности является резервирование оборудования и программных модулей (ПМ). Для оценки уровня готовности требуется произвести анализ видов резервирования оборудования систем радиодоступа в среде UTRAN и провести его классификацию. На основании разработанной классификации необходимо разработать математическую модель, позволяющую оценить коэффициент готовности каждого вида резервирования и выбрать оптимальную структуру. Таким образом, целью статьи является актуальная задача разработки структуры среды резервирования ТКС, которая рассматривается в виде совокупности возможных вариантов технологий, процедур и схем резервирования оборудования управления RAN на трех уровнях агрегации. То есть, разрабатываемая структура должна отражать возможности выбора схем и методов резервирования на исследуемых уровнях агрегации оборудования - на уровне макроэлементов (МЭ) подсистемы RAN и на уровне конструктивных блоков (КБ) этих макроэлементов. Анализ показывает, что с точки зрения возможностей резервирования, уровень резервирования базовых станций WBTS целесообразно разделить на два подуровня - уровень резервирования программных модулей (ПМ) конструктивных блоков и непосредственно уровень КБ. Далее рассматриваются: верхний (наиболее агрегированный) уровень резервирования макроэлементов подсистемы RAN U_1; средний (по степени агрегации) уровень КБ (как аппаратных, так и программных средств) U_2 и нижний (наименее агрегированный) уровень резервирования ПМ U_3. Особенности резервирования оборудования на уровне макроэлементов RAN заключаются в следующем. Основной вариант обеспечения эксплуатационной надежности любого макроэлемента RAN показан на рис.1.

Как видно из рисунка, основной системный блок (BBU) макроэлемента резервируется по схеме 1АК+1НАГР+2НЕНАГР. То есть, имеем:

– - один активный системный блок Active BBU, который на заданном интервале времени берет на себя рабочую нагрузку;

– - один системный блок Standby BBU, который выполняет функцию нагруженного (горячего) резервирования активного блока;

– - два дополнительных пассивных системных блока Extended BBU, осуществляющих функции ненагруженного (холодного) резервирования как

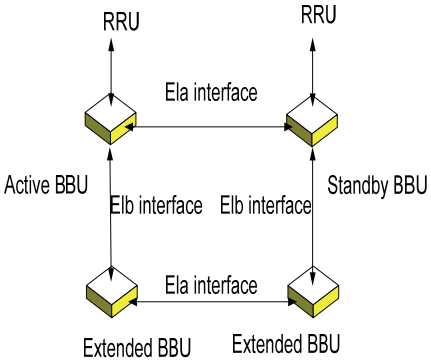


Рис.1. Основной вариант резервирования макроэлементов RAN

основного активного, так и резервного «горячего» системного блока.

К основному системному блоку могут быть подключены удаленные блоки RRU, которые размещаются в возможных местах концентрации абонентской нагрузки. Тогда необходимо обеспечить надежность канала связи между основным и удаленным блоками макроэлемента. Блок Standby BBU работает параллельно с активным системным блоком, выполняя те же операции в режиме реального времени, что и блок Active BBU.

Таким образом, множество технологий резервирования можно представить в виде $U = U_3 \subset U_2 \subset U_1$.

Первый (верхний) уровень классификации определяется подмножеством U_1, в которое включено пять признаков классификации технологий резервирования $R^1_{ABCDF} \in U_1$. Объекты резервирования ME подсистемы RAN: базовые станции WBTS и контроллер базовых станций RNC. Описание признаков классификации данных технологий приведено в табл. 1.

Второй (средний) уровень классификации определяется подмножеством U_2, в которое включено шесть признаков классификации технологий резервирования $R^2_{EFGHIJL} \in U_2$.

Объекты резервирования - конструктивные блоки (КБ) базовой станции WAM и SW, конструктивные блоки контроллера базовых станций FAM, BAM

и LMT. Описание признаков классификации данных технологий приведено в табл. .2.

Таблица 1

Классификация технологий резервирования на первом уровне

Признаки технологии резервирования R^1_{ABCDF}	Виды резервирования
R^1_{AXXXX}, $A=\overline{1,m_a}$, m_a – кратность резервирования контроллера RNC	общее нагруженное резервирование каждого контроллера RNC $RNC_{OCH}+mRNC_{HAГР}$
R^1_{XBXXX}, $B=\overline{1,m_b}$, m_a - кратность резервирования WBTS	общее скользящее нагруженное резервирование базовых станций $nWBTS_{OCH}+mWBTS_{HAГР}$
R^1_{XXCXX}, $C=\overline{1,m_c}$, m_C – кратность ненагруженного резервирования WBTS	общее скользящее ненагруженное резервирование базовых станций $nWBTS_{OCH}+mWBTS_{HЕНАГР}$
R^1_{XXXD+E}, m_d+m_e – кратность нагруженного и ненагруженного резервирования WBTS	скользящее нагруженное и ненагруженное резервирование базовых станций $nWBTS_{OCH}+m_1WBTS_{HAГР}+m_2WBTS_{HЕНАГР}$
R^1_{XXXXF}, $F=\overline{1,m_f}$, m_f – кратность функционального резервирования WBTS	функциональное резервирование WBTS ($SnWBTS_{OCH}+$)

Аналогичным образом была выполнена классификация видов резервирования на третьем уровне классификации, которая определяется подмножеством U_3, в которое включены пять признаков классификации технологий резервирования $R^3_{PQSWY}\in U_3$.

В докладе рассматривается математическая модель, описывающая процесс эксплуатации ТКС на основе регенерирующих случайных процессов. Получены выражения, позволяющие оценить нестационарный и стационарный коэффициент готовности для резервированных ТКС. Показана взаимосвязь технического состояния системы с показателями надежности и готовности.

На основании разработанной классификации была произведена оценка коэффициента готовности для различных структур резервирования и произведен выбор оптимальной структуры по критерию максимума коэффициента готовности. При этом ограничения накладывались на комплексный показатель полных средних эксплуатационных затрат, поскольку дополнительное резервирование влечет за собой увеличение капитальных вложений в оборудование и увеличение эксплуатационных затрат.

Таблица 2

Классификация технологий резервирования на втором уровне

Признаки технологии резервирования $R^2_{EFGHIJL}$	Вид резервирования
R^1_{GXXXXX}, $G=\overline{1,m_g}$, m_g – кратность нагруженного резервирования	общее нагруженное резервирование КБ по схеме $nKB_{OCH}+mKB_{HAГР}$
R^2_{XHXXXX}, $H=\overline{1,m_h}$, m_h - кратность ненагруженного резервирования КБ	общее ненагруженное резервирование КБ по схеме $nKB_{OCH}+mKB_{HEHAГР}$;
$R^2_{XX(I+J)XXX}$, $I=\overline{1,m_i}$, $J=\overline{1,m_j}$ m_i и m_j – кратности нагруженного и ненагруженного резервирования	общее одновременное нагруженное и ненагруженное резервирование КБ по схеме $nKB_{OCH}+m_1KB_{HAГР}+m_2KB_{HEHAГР}$;
$R^2_{XXX(Q+W)XX}$, $Q=\overline{1,m_q}$, $W=\overline{1,m_w}$, m_q и m_w – кратности нагруженного и ненагруженного резервирования	одновременно нагруженное и ненагруженное резервирование по схеме $nKB_{OCH}+m_1KB_{HAГР}+m_2(KB_{HEHAГР}+PB_{HEHAГР})$;
R^2_{XXXXYX}, $Y=\overline{1,m_y}$, m_y – кратность скользящего нагруженного резервирования блоков	скользящее нагруженное резервирование блоков: $nLMT_{OCH}+mLMT_{HAГР}$, когда на группу из $nLMT_{OCH}$ существует $mLMT_{HAГР}$, находящихся в состоянии нагруженного резерва
R^2_{XXXXXZ}, $Z=\overline{1,m_z}$, m_z - кратность скользящего ненагруженного резервирования блоков	общее скользящее ненагруженное резервирование блоков $nLMT_{OCH}+mLMT_{HAГР}$, когда на группу из $nLMT_{OCH}$ существует $mLMT_{HAГР}$, находящихся в состоянии ненагруженного резерва

Таким образом, полученные результаты позволяют произвести выбор оптимальной технологии резервирования оборудования, что позволит минимизировать капитальные затраты на закупку дополнительного оборудования, при этом обеспечивается заданное значение уровня готовности всей системы. Результаты могут быть полезны в процессе проектирования и эксплуатации ТКС.

УДК 004.056.53.001.3:004.738.2 (043.2)

О.П. Ткалич, к.т.н., доцент, И.В. Кохан, студент
А.Б. Кочубей, студентка
(Национальный авиационный университет, Украина, г. Киев)

МЕТОДЫ АУТЕНТИФИКАЦИИ В КОРПОРАТИВНЫХ СЕТЯХ

В данной статье рассмотрена концепция BYOD, проведен анализ основных причин ее развития и требований к ее реализации, проведен анализ основных уязвимостей при ее реализации.

В XXI столетии произошел переход от индустриального общества к информационному, важнейшей особенностью является важность информации и потребность в постоянном доступе к ней. Рост количества мобильных устройств (мобильность понимается как отсутствие привязки к рабочему месту, и возможность беспрепятственной смены типа устройства ноутбук, планшет, смартфон и т.д.), разработка и внедрение новых приложений, рост объема и ценности хранящейся на этих устройствах данных ставит перед организациями и отдельными пользователями ряд новых вопросов:

- что делать с мобильными устройствами;
- как управлять корпоративным и пользовательским контентом;
- как обеспечить защиту данных и корпоративной тайны;
- что делать при потере или краже устройства;
- как обеспечить гарантированный доступ пользователя к приложениям;
- как синхронизировать устройства между собой и корпоративной сетью.

При этом возникают следующие основные проблемы:

- централизованное управление настройками устройств под управлением разных ОС;
- обеспечение безопасности информации при ее передаче, хранении и удаленном использовании;
- своевременное обновление ПО и установка исправлений для приложений;
- использование разного рода устройств, как корпоративных, так и приобретенных пользователем.

Для решения поставленных проблем может использоваться концепция BYOD (Bring your own device – англ. Принеси свое устройство – рус.), но в тоже время новые возможности связаны с новыми опасностями, так для того чтобы аббревиатура BYOD не расшифровывалась как «bring your own disaster» (Принеси свою катастрофу – рус.), стоит уделять больше внимания управлению мобильными устройствами (MDM – Mobile Device Management).

Что касается концепции BYOD, то можно выделить следующие ее преимущества перед политикой следования корпоративным стандартам:

Корпоративные стандарты	Bring your own device
Нет проблем с совместимостью используемых устройств, систем и приложений	Удобство использования для конечных пользователей

Контроль и безопасность	Мгновенный удаленный доступ к корпоративным ресурсам всем «мобильным» сотрудникам, без обязательного владения корпоративным устройством
Не требуется содержать штат специалистов для обслуживания нескольких разных систем	Сотрудники предпочитают работать с личными устройствами – компания экономит на приобретении техники, возможны методы софинансирования
В случае поломки, потери корпоративной техники компания вероятней всего предоставит замену за свой счет	К личному имуществу более бережное отношение, чем к корпоративному. Также нет необходимости в привыкании к рабочему месту

Так по данным статистики, компания Cisco ежемесячно экономит 300-1300 долларов США на каждом сотруднике, благодаря использованию BYOD. 6000 сотрудников VMware за 90 дней смогли полностью перейти на использование собственных устройств, вместо корпоративных. Стоит отметить что BYOD – это не технология и не готовое решение, это тенденция на рынке, которая отражает подход компании к устройствам своих сотрудников.

Практически каждый ИТ-вендор внедряет свои устройства и модели для адекватной работы корпоративной сети поддерживающих концепцию BYOD.

Одним из крупнейших ИТ-вендров, которые занимаются предоставлением решений для реализации концепции BYOD является компания Cisco. На сегодняшний день существует следующий способ организации системы управления мобильными устройствами.

Управление доступом к устройствам реализуется на основных требованиях: профилирование устройств, реализация BYOD, управление доступом к устройствам. Управление безопасностью включает: управление мобильными приложениями, обеспечение хранящихся данных и организация совместимости устройств.

Важно отметить отличительные особенности идентификации: режим монитора – беспрепятственный доступ, без влияния на производительность, прозрачность; гибкая последовательность аутентификации – предоставление единой конфигурации для большинства примеров использования, гибкие политики и механизмы отката.

Что касается реализации простейших подобных решений, примером послужит следующая ситуация: новый сотрудник приносит свой смартфон или планшет в компанию и говорит, что хочет делать с него рабочие звонки, читать корпоративную почту и использовать на нем корпоративный софт; иначе говоря, он хочет внедрить это устройство в экосистему компании. Так на новых смартфонах Blackberry с ОС BB10 реализация этой идеи выглядит так: вы свайпите вверх и можете выбрать корпоративную или личную область. В корпоративной области находятся рабочая почта, рабочие логины на сайтах, рабочие приложения, сертификаты и документы, а в личной – ваша личная

почта и личный рабочий стол. При этом, например, при уходе из компании, вы знаете, что корпоративная часть является собственностью корпорации и будет сначала удалена, а потом перезаписана на новую из новой компании, а личная остаётся вашей, и никак не может быть затронута.

Важно помнить что, разрешая сотрудникам получать удаленный доступ к корпоративной информации, компания подвергает себя дополнительному риску утраты информации или хищения ее конкурентами. Для предотвращения нежелательных угроз используются различные методы аутентификации пользователей в общей среде.

Так в случае использование смартфонов может быть предусмотрено использование методов аутентификации по фактору знания – «то что знает пользователь», чаще всего это введение 8-12-ти символьного или графического пароля. В случае удаленных рабочих мест или ноутбуков может использоваться аутентификация по вещественному фактору – «то что имеет пользователь», это могут быть iButton, смарт-карты, USB-ключи или USB-токены. Крайне редко используются специальные методы аутентификации пользователей, с использованием биофактора человека – разного рода биометрические сканеры, в силу своих больших размеров и высокой стоимости.

Но при внедрении решений, которые продиктованы тенденцией BYOD, стоит помнить о следующих особенностях:

1. Продуманная интеграция смартфонов и планшетов в экосистему компаний позволяет защищать корпоративные данные, в противном случае, когда эти устройства используются «как есть» велика вероятность утечки данных по неосторожности, из-за промшпионажа или из-за действий вирусов (часто ненаправленного действия)
2. Большинство решений должно иметь удобное профилирование – можно устанавливать рабочие приложения и администрировать их.
3. Разделение личных данных и корпоративных, пользователь должен быть уверен, что компания может отслеживать рабочую почту, а не его личную.
4. В большинстве случаев должна быть возможность удалить все корпоративные данные при увольнении сотрудника, с сохранением личных данных пользователя.

Исходя из всего вышеперечисленного, можно определить классы задач, которые могут требоваться от платформы управления корпоративными мобильными устройствами.

1.Система должна уметь делать удаленное конфигурирование;

2.Передавать на устройства аптейты и патчи;

3.Делать бекапы корпоративных данных;

4.Давать доступ службе безопасности к корпоративным учетным записям;

5.Организовывать защиты от злоумышленников;

6.Синхронизировать данные на разных рабочих машинах, закрепленных за одной учетной записью;

7.Обеспечивать полноценное взаимодействие разных операционных систем, как стационарных машин, так и мобильных устройств

8.Обеспечивать чтение и правку документов в различных форматах (перекодирование на уровне платформы);

9.Создавать управляемые «маркеты» внутрикорпоративных приложений;

10. Разрешать использование шифрования;

11. Организовывать рассылку сообщений и уведомлений для сотрудников;

12. Обеспечивать удобный доступ вспомогательных служб;

13. Определять местоположение сотрудника;

14. Активировать и деактивировать устройства в системе, производить удаленную блокировку в случае кражи или потери.

Выводы

Как видим развитие BYOD как целого тренда или течения в развитии ИТ, может произвести ощутимый экономический эффект, который будет заключаться не в самих мобильных устройствах, а в возможности сотрудников работать удаленно, вне зависимости от места и времени. Использование систем основанных на концепции BYOD сможет расширить возможности пользователя получать удаленный доступ к корпоративной информации в любое время и в любом месте, что позитивно скажется на продуктивности его труда.

Список использованной литературы

1. J. Shaw and P. Seidler. Organic electronics: Introduction. IBM Journal of Research and Development, 45(1):3–10, 2001.

2. Notes in Computer Science, pages 84–97, Zurich, August 2002. Springer-Verlag.

УДК 004.738.2 (043.2)

О.П. Ткалич, к.т.н., доцент, А.Н. Найда, ассистент, А.В. Марченко, студент
(Национальный авиационный университет, Украина, Киев)

ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ КОРПОРАТИВНЫХ СЕТЕЙ

В данной работе рассмотрена проблема консьюмеризации ИТ-сферы, проведен сравнительный анализ основных концепций решения проблемы обеспечения мобильности конечного пользователя и обеспечения удаленного доступа к коммерческой информации.

XXI век все чаще называют «цифровым», а новомодный переход к «вычислениям в облаках» сравнивают с электрификацией начала XX века. И если сто лет назад надо было строить электростанции, создавать глобальные электрические сети, искать источники электричества, то сегодня паутина Интернета уже существует и успешно используется. Осталось создать и подключить к ней «станции-облака», «дата-центры» (центры хранилищ и обработки данных) и обеспечить высокоскоростную и стабильную связь.

Но помимо этого у пользователя постоянно возникает желание быть мобильным: сегодня он хочет работать, находясь в командировке, завтра из дома, а послезавтра он захочет работать с другого полушария Земли. Так желание быть мобильным вызвало рост продаж ноутбуков. Затем появились смартфоны и планшеты. Вместе с этим возникла проблема, которая ранее не рассматривалась. Эти устройства изначально были предусмотрены для личного использования, снабжались различными ОС. Но в ходе эксплуатации оказалось, что они удобны для обработки почты или документов, порой проведения мини-презентаций для партнеров. Получилось, что пользователь хранит на этих устройствах личные данные, общается в социальных сетях и одновременно работает с корпоративной информацией. Так началась эра консьюмеризации (consumerization).

Консьюмеризация стерла привычную грань между частным и корпоративным. Сотрудники хотят работать с привычными устройствами, используя их как для решения личных задач так и для корпоративных решений. Здесь и появилась проблема выбора: первая альтернатива – сохранить устройства корпоративными - концепция Get Our Corporate Device (GOCD), вторая – разрешить использовать личные устройства – концепция Bring Your Own Device (BYOD).

На первый взгляд, практика использования личных устройств для корпоративных нужд выглядит непривычной и невероятной, но в 2011 году компания Good Technologies провела исследование компаний различной численности, которые работают в разных отраслях экономики (рис. 1). Результаты исследования говорят о следующем:

- Основными отраслям, использующими концепцию BYOD, являются финансы и страхование.

• Крупные компании больше склоняются к BYOD: 80 % компаний, поддерживающих концепцию BYOD, имеют в штате более 2000 сотрудников; 60%– более 5000 и 35%– более 10000.

• В 50% корпорация, использующих BYOD, сотрудники самостоятельно покрывают все расходы, 45% корпораций компенсируют сотрудникам часть их расходов.

• Компенсация расходов персонала увеличивает распространенность BYOD внутри корпорации.

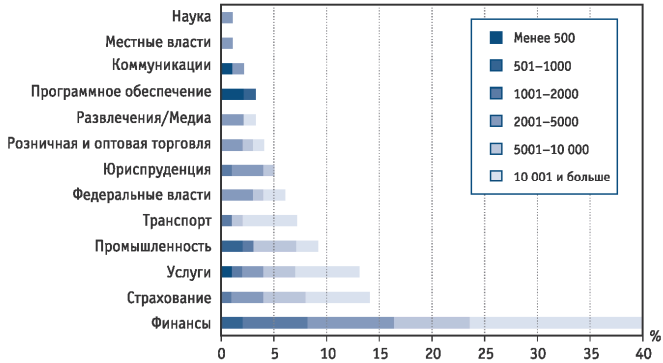


Рис. 1. Распространение концепции BYOD согласно исследованиям Good Technologies

Несколько ранее компания Aberdeen Group в июле 2011 провела опрос 415 компаний, касательно применения мобильных устройств. По полученным данным 51% опрошенных компаний разрешали использовать любые личные устройства для работы с корпоративной информацией, 24% дали разрешение на использование только устройств, выполняющих определенные требования.

Таким образом, мы видим, что несмотря на всю новизну и непривычность подобной концепции, она имеет место быть и не является чьей-либо прихотью или фантазией. Но важно помнить что BYOD – это не технология или продукт, это определенный подход к использованию средства обработки данных таким образом, чтобы воспользоваться всеми доступными преимуществами мобильности, но при этом распределить возникающие риски.

Ожидаемо возникает вопрос: почему концепция BYOD стала популярной, в чем причина ее стремительного развития и захвата рынка?

Первое – люди хотят свободы, и получив ее платят увеличением эффективности и производительности.

Второе – корпорации могут существенно сократить свои затраты на приобретение вычислительной техники и программного обеспечения.

Сочетание двух вышеуказанных причин, а также жесткая конкуренция на рынке после 2008 года, и дали тот мощный импульс, который смог превратить некогда концепцию BYOD в современный тренд.

Результаты компании Aberdeen показывают следующие тенденции (рис. 2):

• для корпораций, которые по результатам исследования были отнесены к лучшим из рассматриваемых (Best-in-Class), основной целью является повышение результативности работы сотрудников, в то время как для остальных компаний – это способ сэкономить на приобретении устройств;

• среди лучших корпораций меньше довольных вопросами обеспечения соответствия и существующими рисками.

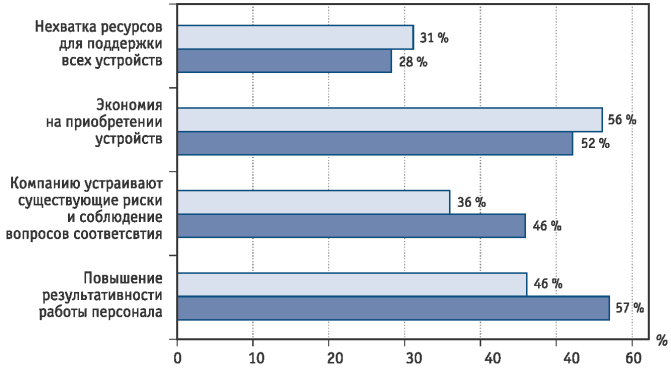


Рис. 2. Цели внедрения концепции BYOD согласно исследованию Aberdeen Group

Но при всей своей обоснованной популярности концепция BYOD имеет ряд уязвимых мест:

1.Основополагающим фактором в повышении результативности удаленной работы сотрудника остается не средства автоматизации, а способность этого человека самостоятельно организовывать выполнение поставленных задач без присмотра начальства.

2.Возникают повышенные требования к ИТ-подразделению компании, которое должно сопровождать все устройства, из-за разнообразия производителей, операционных систем и потребности в безотказном взаимодействии разного рода устройств: рабочая станция – планшет – смартфон.

3.Концепция BYOD затрудняет защиту мобильных устройств, и в то же время требует повышенного уровня безопасности поскольку увеличивается риск хищения или взлома таковых.

При такой оценке концепции BYOD, порой бывает проще обратиться к давно существующей концепции GOCD, сравнение этих течений приведем в таблице1.

Таблица 1.

Сравнение концепций GOCD и BYOD

Вопрос	**GOCD**	**BYOD**
Кто покупает устройство?	Корпорация	Сотрудник
Кто платит за связь?	Корпорация	Разные схемы: сотрудник, корпорация, смешанная схема

Кто платит за программное обеспечение?	Корпорация	Разные схемы: сотрудник, корпорация, смешанная схема
Кто отвечает за нелицензионность используемого ПО?	Корпорация	Сотрудник
Кто платит за ремонт устройства?	Корпорация	Сотрудник
Кто отвечает за утрату устройства?	Сотрудник, обычно не в полном объеме	Сотрудник в полном объеме
Кто отвечает за поддержку конечного пользователя?	ИТ-подразделение корпорации	Вендор устройства или ПО, ИТ-подразделение корпорации по ограниченной схеме (администрирование, helpdesk)
На что устанавливаются ограничения при работе с устройством	На все возможные устройства, которые считаются корпорацией неуместными при его бизнес-использовании	Только на те возможности, которые касаются взаимодействия с корпорацией

Как видим эти две концепции являются альтернативными друг для друга, поэтому выбор одной из концепций зависит исключительно от политики корпорации, ее отношения к своим работникам а также рисков на которые может пойти компания для получения лишней прибыли, поскольку использование той или иной концепции повлечет за собой корректировку работы ИТ- и ИБ-подразделений.

Выводы

Концепция BYOD приобрела популярность в США и продолжает завоевывать остальные страны. Эта концепция имеет как убедительные преимущества так и веские недостатки с которыми следует бороться на самых ранних этапах внедрения.

В Украине обеспечение мобильности сотрудников идет пока преимущественно по пути GOCD, попытки внедрить концепцию BYOD зачастую остаются либо реализованными не до конца либо не реализованными вовсе. Но стоит заметить что, научившись сочетать качества «эффективно и быстро» с таким качеством как «безопасно», можно будет по новому рассматривать понятие «мобильности» конечного пользователя.

UDC 621.396.96

A.G. Holubnychyi, Ph.D. (National Aviation University, Ukraine)

GENERATION RULES AND STRUCTURE OF GENERALIZED BINARY BARKER SEQUENCES

The kind of binary sequences, which may be taken for a generalization and a further development of binary Barker Sequences, is suggested and analyzed. The generation rules for sequences and their structure analysis are worked out and presented.

Kind of sequences called "Barker Sequences" is generally well known in electronics and telecommunications [1–4]. Barker sequences are characterized by low sidelobes of normalized autocorrelation function that don't exceed 1/N (N is the length of sequence). Binary Barker sequences (elements $a_i \in \{\pm 1\}$) are only known for lengths $N = 2; 3; 4; 5; 7; 11; 13$. Ternary Barker sequences (elements $a_i \in \{0, \pm 1\}$) are also known up to length $N = 31$ [2]. There is known kind of sequences called "Generalized Barker Sequences (Codes)", there are polyphase sequences which consist of elements $a_i \in \{\exp(j2\pi k/M)\}$, $k \le M$ [1]. There are, e.g., 60-phase [3] Barker sequences. Polyphase Barker sequences are known up to length $N = 77$ [4] and their research is going on. The main criterion for belonging of considered above types of sequences to the class of Barker sequences is their correlation properties (low sidelobes of autocorrelation function).

In suggested kind of sequences "Generalized Binary Barker Sequences" the main criterion is the commonality of structure of these sequences and also the fact that particular cases of GBBS are known binary Barker sequences. At the same time, taken separately GBBS is generally characterized by high sidelobes of autocorrelation function.

Generalized Binary Barker Sequences, depending on their length *N*, are divided into three types, two of which, in their turn, have two subtypes:

$$N = \begin{cases} 4k & - \text{ type 1 (subtypes A and B);} \\ 4k-1 & - \text{ type 2;} \\ 4k+1 & - \text{ type 3 (subtypes A and B).} \end{cases} \qquad k = 1,2,3,...$$

Type 1. There are sequences of length N = 4k, k = 1,2,3,... Generation rule is presented in (1). For example, following sequences have been obtained by using the generation rule (1):

N = 4 (k = 1):

$a = \{-1;1;1;1\}$ – for subtype A; $a = \{-1;1;-1;-1\}$ – for subtype B;

N = 8 (k = 2):

$a = \{-1;1;-1;-1;-1;1;1;1\}$ – for s/t A; $a = \{-1;1;-1;-1;1;-1;-1;-1\}$ – for s/t B;

N = 12 (k = 3):

$a = \{-1;1;-1;-1;1;-1;-1;-1;-1;1;1;1\}$ (s/t A); $a = \{-1;1;-1;-1;1;-1;1;1;1;-1;-1;-1\}$ (s/t B).

$$a_i = \begin{cases} -1, & i = 1; \\ (-1)^m, & i = 2m+1; \\ (-1)^n a_{2n-1}, & i = 2n; \\ \begin{cases} a_{2n}, & \text{for subtype A;} \\ -a_{2n}, & \text{for subtype B;} \end{cases} & i = N+1-2n; \\ \begin{cases} -a_{2n-1}, & \text{for subtype A;} \\ a_{2n-1}, & \text{for subtype B;} \end{cases} & i = N+2-2n; \\ m = \overline{1,(N/4-1)}; \quad n = \overline{1,N/4}. \end{cases} \tag{1}$$

Obtained sequences of length N = 4 (k = 1) are known Barker sequences. In Fig. 1 is shown structure of sequences of type 1.

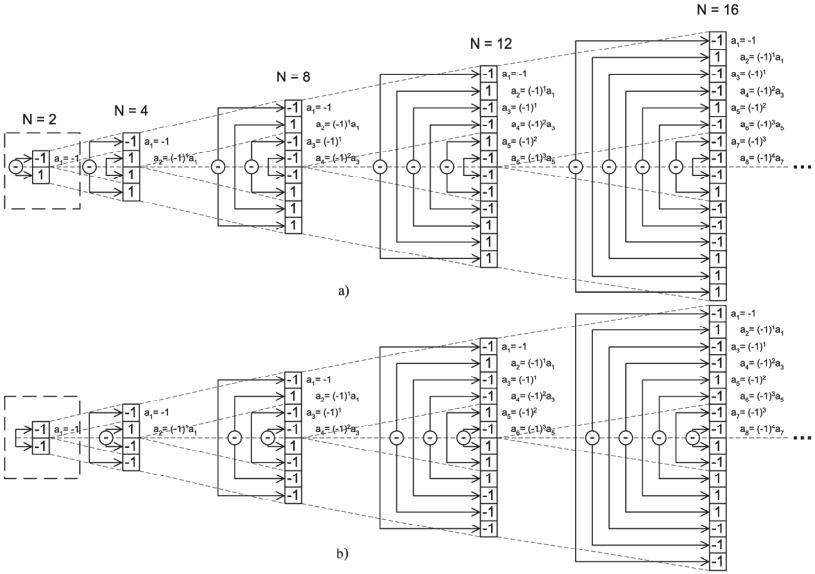


Fig. 1. Structure of sequences of type 1: a) subtype A; b) subtype B

Barker sequences of length N = 2 may be interpreted as sequences of type 1, which have no the middle in the structure: sequence $a = \{-1;1\}$ – subtype A (Fig. 1,a); sequence $a = \{-1;-1\}$ – subtype B (Fig. 1,b).

Type 2. There are sequences of length N = 4k – 1, k = 1,2,3,... Generation rule is presented in (2).

For example, following sequences have been obtained by using the generation rule (2): N = 3 (k = 1) – $a = \{-1;1;1\}$; N = 7 (k = 2) – $a = \{-1;1;-1;-1;1;1;1\}$; N = 11 (k = 3) – $a = \{-1;1;-1;-1;1;-1;-1;-1;1;1;1\}$.

$$a_i = \begin{cases} -1, & i = 1; \\ (-1)^m, & i = 2m + 1; \\ (-1)^n a_{2n-1}, & i = 2n; \\ a_{2m}, & i = N + 1 - 2m; \\ -a_{2m+1}, & i = N - 2m; \\ -a_1, & i = N; \\ m = \overline{1, \left(\dfrac{N+1}{4} - 1\right)}; \\ n = \overline{1, \left(\dfrac{N+1}{4}\right)}. \end{cases} \quad (2)$$

Obtained sequences of lengths N = 3 (k = 1), N = 7 (k = 2) and N = 11 (k = 3) are known Barker sequences. In Fig. 2 is shown structure of sequences of type 2.

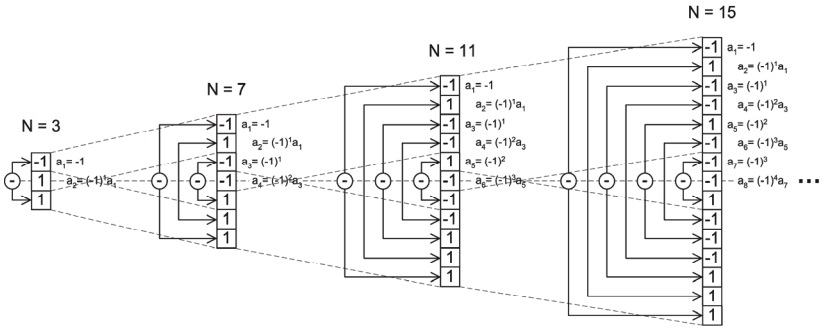


Fig. 2. Structure of sequences of type 2

Type 3. There are sequences of length $N = 4k + 1$, $k = 1,2,3,...$ Generation rule is presented in (3).

$$a_i = \begin{cases} -1, & i = 1;\ 2m + 1;\ N; \\ -a_{2m-1}, & i = 2m; \\ \begin{cases} 1, & \text{for subtype A;} \\ -1, & \text{for subtype B;} \end{cases} & i = \dfrac{N-1}{2}; \\ \begin{cases} -1, & \text{for subtype A;} \\ 1, & \text{for subtype B;} \end{cases} & i = \dfrac{N-1}{2} + 1;\ \dfrac{N-1}{2} + 2; \\ -a_{2m}, & i = N + 1 - 2m; \\ a_{2m+1}, & i = N - 2m; \\ m = \overline{1, \left(\dfrac{N-5}{4}\right)}. \end{cases} \quad (3)$$

For example, following sequences have been obtained by using the generation rule (3):

N = 5 (k = 1):

a = {-1;1;-1;-1;-1} – for subtype A; a = {-1;-1;1;1;-1} – for subtype B;

N = 9 (k = 2):

a = {-1;1;-1;1;-1;-1;-1;-1;-1} – for s/t A; a = {-1;1;-1;-1;1;1;-1;-1;-1} – for s/t B;

N = 13 (k = 3):

a = {-1;1;-1;1;-1;1;-1;-1;-1;-1;-1;1;-1} (A); a = {-1;1;-1;1;-1;1;1;1;-1;-1;-1;1;-1} (B).

Obtained sequences of lengths N = 5 (k = 1) for subtype A and N = 13 (k = 3) for subtype B are known Barker sequences. In Fig. 3 is shown structure of sequences of type 3.

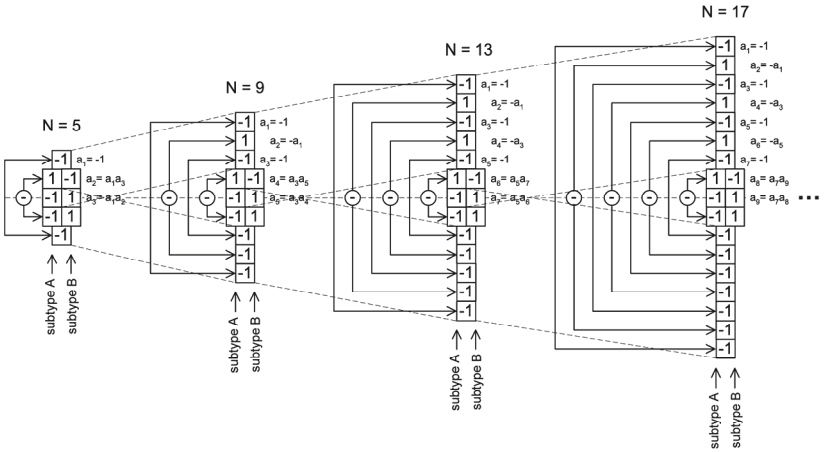


Fig. 3. Structure of sequences of type 3

Summary

New binary sequences, which may be taken for a generalization and a further development of binary Barker Sequences, were suggested and analyzed in this work.

References

1. *Golomb S.W.* Generalized Barker Codes / *S.W. Golomb, D.A. Scholtz* // IEEE Trans. on Information theory. – vol. IT-11, Oct. 1965. – no. 4. – pp. 533–537.

2. *Мохарир П.С.* Троичные последовательности Баркера / *П.С. Мохарир* // Зарубежная радиоэлектроника. – 1975. – № 7. – с. 135–137.

3. *Zhang N.* Sixty-Phase Generalized Barker Sequences / *N. Zhang, S.W. Golomb* // IEEE Trans. on Information theory. – vol. IT-35, July/Aug. 1989. – no. 4. – pp. 911–912.

4. *Nunn C.J.* / Polyphase Pulse Compression Codes with Optimal Peak and Integrated Sidelobes / *C.J. Nunn, G.E. Coxson* // IEEE Trans. on Aerospace and Electronics Systems. – vol. 45, Apr. 2009. – no. 2. – pp. 775–781.

UDC 681.2.083(043.2)

O.P. Petrashchuk, Doctor hab., Professor
(National aviation university, Kyiv)

FOCUS ON THE LANGUAGE LEARNER: MOTIVATION, STYLES AND STRATEGIES

The article deals with the provision of effectiveness of teaching/learning the English language based on the learner's motives, learning styles, individual preferences and language learning strategies. Special attention is paid to the core difference between motivation to learn English and to learn any other academic subject.

The language learners' motivation, learning styles and learning strategies are being considered with respect to factors of successful learning/teaching in the classroom. It is a well known fact that successful teaching as well as learning might depend on a variety of factors. The most significant among them can be as follow:

1. Duration and intensity of the language course.
2. Characteristics and abilities of the teacher.
3. Appropriateness of the teaching methodology.
4. Quality of the materials (textbook).
5. Size and composition of the learner group.
6. Amount of natural EL practice opportunities provided.
7. Characteristics of the language learner (LL).

Regarding the LL success the language aptitude (LA) is often considered as a key factor. The language aptitude means a special 'ability', 'gift', etc., and it is seen as the language-related aspect of intelligence.

It determines the rate of learning and the amount of energy the progress is likely to require of the learner. For example, someone with a high LA will pick up the English language relatively easily, whereas for another person the same level of proficiency can only be achieved by means of hard work and persistence.

It should be underlined that the LA does not determine whether or not someone can learn a language. *Motivation* and use of effective *language strategies* (LS) can compensate low LA of a learner. Majority of people are able to achieve at least working knowledge of a foreign language.

Motivation has a social nature. Motivation to learn English is different from the motivation to learn any other academic subject because it entails learning an English language culture to some degree. It involves alteration in self-image, the adoption of new social and cultural behaviors and ways of beings.

The English language motivation will always have a strong socio-cultural component which means having positive or negative feelings and attitudes towards the language community.

It may increase or decrease the motivation to learn their language. Therefore the most important motives to learn a foreign language can be identified trough the most important components which are the values and attitudes related to the foreign language, the foreign language speakers and LL in general. It was proposed by Gardner as an 'influential motivation theory' (1993). Within the theory one can find three core concepts. They are:

- 'Integrative orientation' which means positive disposition toward the foreign

language group.

- 'Instrumental orientation' which means LL's potential pragmatic gains of the foreign language proficiency, e.g., better job, salary.
- 'Integrative motive' which is a complex construct made up of three main components:

a/ *integrativeness* [integrative orientation+interest in FL+attitudes to L2 community];

b/ *attitudes toward the learning situation* [comprising attitudes toward the teacher and the course]

c/ *motivation* [motivational intensity, desire and attitudes towards learning the language]

Alongside the language aptitude and motivation the LL may have different *learning styles*. Learning styles (LS) are various learners approach learning in a significantly different manner. LS refers to these differences. The learner's LS is stable and describes the learner's individual learning preferences. The LLs can be different by their individual preferences. For example, LLs can be visual, auditory or hands-on; more extraverted or introverted; more abstract and intuitive or more concrete and thinking in a step-by-step sequence; preferring to keep all options open or being closure-oriented; more global or more particular; more synthesizing or more analytic.

Learning styles and individual preferences may identify different learning strategies. For the teaching purposes it is necessary to discriminate between language learning and language use strategies.

The language learning strategies refer to the conscious and semiconscious thoughts and behaviors used by learners with the explicit goal of improving their knowledge and understanding of a target language. Whereas the language use strategies refer to strategies for using the language that has already been learned, however incompletely, including four *sub-sets of strategies:*

- Retrieval strategies
- Rehearsal strategies
- Communication strategies
- Cover strategies
- Self-motivating strategies

Conclusion

To provide quality and successful teaching/learning of English language in a classroom one should take into account the motivation, learning styles and strategies of the LLs. The classroom instruction should include elements based on the factors which can enhance the language acquisition and therefore facilitate the teaching/learning process.

References

- Gardner, H. Multiple Intelligences: Theory of Practice Basic Books. – New York, 1993.
- Hammer, J. The Practice of English Language Teaching. – the 4th edition. - Longman, 2007.

UDC 656.7.08 (043.2)

N.S. Zelinska (National Aviation University, Ukraine)

INTERNATIONAL SIGNIFICANCE OF ICAO ALPHABET FOR FLIGHT SAFETY

The importance of implementation and use of the ICAO alphabet for flight safety in the field of aviation is considered.

Early radios suffered severely from interference, which often made messages almost impossible to understand. The meaning was greatly clarified by inventing a word to confirm each letter, as far as possible with no two words sounding similar. Even with modern clear electronic communications a phonetic alphabet is often helpful. The NATO phonetic alphabet, more accurately known as the International Radiotelephony Spelling Alphabet and also called the ICAO phonetic or ICAO spelling alphabet, as well as the ITU phonetic alphabet, is the most widely used spelling alphabet.

The first internationally recognized phonetic alphabet was adopted by the International Telecommunications Union (ITU) Radio Conference in 1927 and was in use by the maritime mobile service**.** The experience gained with that alphabet resulted in several changes being made by the 1932 Radio Conference of ITU. The resulting alphabet was adopted by the International Commission for Air Navigation (ICAN), the predecessor of ICAO, and was used in civil aviation until World War II.

During the World War II, the military requirements led to the development of a common spelling alphabet for the use of the combined allied services; the Able Baker alphabet was named after the words for the letters A and B. In peacetime with many aircraft and ground personnel drawn from the allied armed forces, the "Able/Baker" alphabet was widely used in the field of civil aviation. It was adopted by the Second Session of the ICAO Communications Division in 1946. The problem was that many speech sounds of this alphabet were associated only with the English language. An alternative alphabet "Ana/Brazil" was endorsed and introduced for the South American and Caribbean regions.

As there were two coexisting alphabets IATA at its First Technical Conference in Nice in 1947 was to subject to consideration by ICAO a first draft of a single universal alphabet. Professor Jean-Paul Vinay of the University of Montreal (Canada) worked on this problem in collaboration with the ICAO language section during 1948 and 1949. After those studies, consultations with communications experts and comments from all of ICAO's member governments, a new ICAO alphabet was adopted and incorporated in the Aeronautical Telecommunications Annex 10 for implementation on 1 November 1951 in civil aviation, with one year transition to this new alphabet.

The following alphabets are those used in English-language aviation. UK usage 1912 to October 1942: Ack, Beer, Charlie, Dog, Emma, later Edward, Freddie, George, Harry, Ink, Johnny, King, London, Monkey, Nuts, Orange, Pip,

Queen, or Queenie, Robert, Sugar, Toc, Uncle, Vic, William, X-ray, Yorker, later York, Zebra.

US/UK Combined Phonetic Alphabet, October 1942; Adam; from November 42 Able, Baker, Charlie, Dog, Easy, Fox, George, How, Item, Jig, King, Love, Mike, Negat (USAAF); from Nov 42 Nan, Oboe, Prep (USAAF); from November 42 Peter, Queen, Roger, Sugar, Tare, Uncle, Victor, William, X-ray, Yoke, Zed (USAAF); from November 42 Zebra.

ICAO, from 1952: Alpha; in US often Alfa, Bravo, Coca or Coco, Delta, Echo, Foxtrot, Golf, Hotel, India, Juliet, in US often Juliett, Kilo, Lima, Metro, Nectar, Oscar, Papa, Quebec, Romeo, Sierra, Tango, Union, Victor, Whiskey, Extra or X-extra, Yankee, Zulu.

Immediately, problems were found with the newly adopted alphabet. Some users felt that they were so severe that they returned to the old "Able Baker" alphabet. Because of the widespread discontent, ICAO decided to re-examine the question and its member governments (through airlines, pilots, air traffic controllers, etc.) were invited to collaborate in further studies which conducted that any radiotelephony spelling alphabet constituted an entity of 26 interrelated words, changes in any of which could have unpredictable reactions and interactions with the others.

The tendency of infer that because a word may appear “bad” in isolation, either phonetically, structurally or because it is unfamiliar and that its replacement by an apparently “good” word will achieve an improvement, is one to be considered with the utmost caution. The criterion as to whether a word is “good” or “bad” is fundamentally the measure of its success in relation to all the other alphabet words (and with spoken numerals), together with its success for transmission in noise. For example, the word “”FOOTBALL” has a higher articulation score than the present spelling alphabet word “FOXTROT” i.e. it is correctly identified when it is spoken, a greater percentage of the time. “FOXTROT” however, is the preferred word because it is less often erroneously recorded when other words in the spelling alphabet are spoken; therefore, the overall intelligibility of the alphabet is raised by using “foxtrot” rather than “football”.

The testing was conducted among speakers from 31 countries, principally by the governments of Canada, the United Kingdom and the United States. After much study, only the five words, i.e. Charlie, Mike, November, Uniform and X-Ray, representing the letters C, M, N, U, and X were replaced in the original alphabet.

According to the 4-page ICAO pamphlet accompanying the recording illustrating the correct way of pronouncing the words of the new Radiotelephony Spelling Alphabet, distributed to all countries in November 1955 when the alphabet was introduced, the spelling alphabet was developed as a result of extensive studies involving hundreds of thousands of tests and the participation of both scientific personnel and those having extensive experience in aviation. Tests were conducted both between aircraft and aeronautical stations and under controlled laboratory conditions and the results obtained had shown a strong similarity.

The 26 code words in the phonetic alphabet are assigned to the 26 letters of the English alphabet as follows: Alfa, Bravo, Charlie, Delta, Echo, Foxtrot, Golf, Hotel, India, Juliett, Kilo, Lima, Mike, November, Oscar, Papa, Quebec, Romeo,

Sierra, Tango, Uniform, Victor, Whiskey, X-ray, Yankee, Zulu. Some of the 26 words have altered pronunciations: Charlie can be spoken as either "char-lee" or "shar-lee" and Uniform as either "you-nee-form" or "oo-nee-form". Oscar is pronounced "oss-cah" and Victor as "vik-tah" without the 'r'. Papa is pronounced "Pa-PAH" with the accent on the second syllable instead of the first. The code word Quebec is pronounced as French "keh-beck".

In the official version of the alphabet, the non-English spellings Alfa and Juliett are used. Alfa is spelled with an f as it is in most European languages because the English and French spelling alpha would not be pronounced properly by native speakers of some other languages – who may not know that ph should be pronounced as f. Juliett is spelled with a tt for French speakers, because they may otherwise treat a single final 't' as silent. In some English versions of the alphabet, one or both of these may have their standard English spelling.

The final version was implemented by ICAO on 1 March 1956, and thus was adopted by many other international and national organizations, including the North Atlantic Treaty Organization (NATO), ITU, the International Maritime Organization (IMO), etc. The phonetic alphabet became to be formally known as the International Radiotelephony Spelling Alphabet or the NATO Phonetic Alphabet.

Conclusion

In spite of the fact that the use of modern clear electronic communications is widely spread nowadays the ICAO phonetic alphabet is extremely helpful. The international airlines, pilots and air traffic controllers use it every day successfully. To teach the phonetic alphabet from A to Z is one of the major tasks in the instruction of future ATCs. English language teachers can use such Internet recourses like"Spell It Out! (Alpha Bravo Charlie)", created by Henrik Bengtsson, within the aviation English training programmes.

References

1. International Standards and Recommended Practices and Procedures for Air Navigation Services. Annex 10 to the Convention on International Civil Aviation. Aeronautical Telecommunication. Volume II.

2. The Cambridge Aerospace Dictionary. Bill Gunston. Cambridge University Press. – 2004. – 751c.

3. http://aviationknowledge.wikidot.com/aviation:nato-phonetic-alphabet

4. Spell It Out! (Alpha Bravo Charlie). http://www.braju.com/ig/

УДК 658.7.20(043.2)

О.М. Васюкович, викладач
(Національний авіаційний університет, Україна, Київ)

ЗАСТОСУВАННЯ ТЕХНОЛОГІЙ ВІРТУАЛЬНОЇ РЕАЛЬНОСТІ В ТРЕНАЖЕРАХ І СИМУЛЯТОРАХ ПІД ЧАС ПРОФЕСІЙНОЇ ПІДГОТОВКИ АВІАДИСПЕТЧЕРІВ

В доповіді розглянуто зміст поняття тренажерів та симуляторів у професійній підготовці авіадиспетчерів. Виділено компоненти структури тренажеру 3D-Tower, які можуть моделювати різноманітні ситуації з високим ступенем візуалізації, що дозволяє зменшити ризик людського фактору і збільшити безпеку польоту.

Існуючі технологій впроваджуються в системи моделювання та навчання користуванню інтегрованих навігаційних систем для судноводіїв, льотчиків, авіадиспетчерів і т.п. За допомогою сучасних методів розрахунку, також нововведень в цифрове обладнання існує можливість побудувати емуляцію подібної системи, котра називається багатофункціональний навігаційний тренажер [4].

Тренажер (від англ. train – виховувати, навчати, тренувати) – навчально-тренувальний пристрій для відпрацювання робочих навичок, вироблення і вдосконалення техніки управління машиною (механізмом). Тренажери широко застосовуються в практиці професійного навчання робітників різних спеціальностей, при підготовці космонавтів, в процесі бойової підготовки особового складу збройних сил і т.д. Тренажери бувають прості, що дозволяють відпрацьовувати окремі елементи робочих навичок і дій, і складні, на яких відпрацьовують комплекс дій. Для космонавтів використовують наземні і бортові тренажери. Наприклад, для відпрацювання операцій зі стикування космічних кораблів в польоті застосовуються наземні тренажери, а для відпрацювання переходу космонавта під час польоту з одного космічного корабля в інший – бортові тренажери у фюзеляжі літака. Навички в управлінні космічними кораблями при посадці, з контролю за роботою різних бортових систем відпрацьовуються на різних наземних тренажерах. Танковий тренажер механіка-водія (невелика платформа, на якій змонтовані приводи керування й контрольні прилади) використовується для придбання навичок у виконанні послідовних прийомів і координації дій при управлінні приводами танка або знаряддя, вироблення реакції на зміни умов руху танка. На більш складних танкових тренажерах студент отримує навички в управлінні в умовах відчуття реальності руху танка по трасі [7].

В навчальних цілях використовують також симулятори.

Симулятори – імітатори, механічні або комп'ютерні, імітують управління будь-яким процесом, апаратом чи транспортним засобом. Найчастіше зараз слово "симулятор" використовується щодо комп'ютерних програм (зазвичай ігор). За допомогою комп'ютерно-механічних симуляторів, які абсолютно точно відтворюють інтер'єр кабіни апарату, тренуються пілоти, космонавти, машиністи високошвидкісних поїздів.

Симулятори – це програмні та апаратні засоби, що створюють враження дійсності, відображаючи частину реальних явищ і властивостей у віртуальному середовищі [6].

Призначення багатофункціонального навігаційного тренажера – автоматизоване, контрольоване інструктором навчання практичним здібностям в оцінці радіолокаційної інформації, що імітується, про зовнішню надводну обстановку, забезпечення керування радіо, навігаційними та судновими технічними засобами [4].

На думку Д. В. Просянка, в умовах обмеженого фінансування та труднощів пов'язаних з розробкою доменно-орієнтованого програмного забезпечення особливої актуальності набуває питання зниження витрат на створення програмного забезпечення, при збереженні якості та надійності програмного забезпечення та підвищення продуктивності програмного забезпечення. Одним із способів вирішення цієї проблеми є повторне використання при створенні програмного забезпечення. Тобто, використання раніше отриманих рішень-результатів: ідей, знань, вимог, результатів аналізу, проектування, тестування та документування, компонентів коду під час розробки нового програмного забезпечення [4].

Одним із невід'ємних компонентів авіаційного тренажеру є пульт інструктора, який представляє собою інструмент для навчання пілотів. За допомогою пульта інструктор здійснює установку початкових умов польоту, контроль якості пілотування, імітує взаємодію пілотів з диспетчером, управляє імітацією відмов літака, розбирає помилки і особливості пілотування (рис. 2).

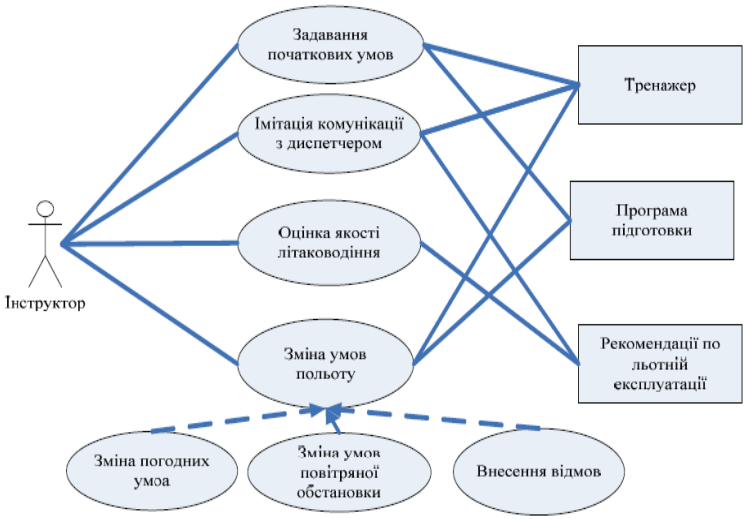


Рис. 2. Функції інструктора

Для оцінки якості пілотування і розбору польотів інструктор отримує значення відповідних параметрів з фіксацією їх на паперовому чи електронному носіях [5].

Виходячи із загального аналізу процесу навчання пілотів, можна виділити основні аспекти частини прикладного домену "авіаційний тренажер" – пульта інструктора. До них відносяться: інтерфейсні елементи, процеси управління і контролю навчання, інформаційний обмін.

Авіаційний тренажер є частиною пілотажно-навчального комплексу "літак-тренажер", який застосовується для навчання пілотів і представляє собою складну апаратно-програмну моделюючу систему, що імітує кабіну літака з органами управління та індикаторами, візуальне і звукове оточення пілотів, і поведінку літака при різноманітних фазах польоту.

Перевірка практичних навиків з управління повітряним рухом відбувається у тренажерному центрі Навчально-сертифікаційного центру Украероруху. Під час перевірки кандидат має виконати роботу авіадиспетчера як у стандартних, так і в екстремальних ситуаціях [8].

Сертифікаційні перевірки проводять експерти та екзаменатори, яким надано це право Державною авіаційною службою України. Після успішного проходження цих перевірок кандидат отримує ліцензію студента-авіадиспетчера, після чого його приймають на посаду авіадиспетчера-стажиста [8].

Симулятори авіадиспетчера симулюють роботу диспетчера служби управління повітряним рухом. Професійні продукти широко використовуються при підготовці авіадиспетчерів. Ігрові симулятори, як правило, уникають аркадності, стараючись максимально точно відповідати існуючим правилам цивільної авіації, зокрема правилам ешелонування, схем заходу на посадку, передачі повітряного судна між диспетчерськими пунктами. Існують онлайнові симулятори TRACON, ARSC, VRC, що використовуються в співтовариствах віртуальної авіації, таких як VATSIM [1].

Найцікавіші представники ігрових оффлайнових симуляторів:

- ATCC – застарілий, але все ще популярний симулятор від Xavius. У зв'язку з переходом розробника до розвитку професійних систем, випуск нової версії багато разів відкладався;
- ATCSimulator – ймовірно, лідер на сьогодні;
- London Control – трохи застарілий, але ще підтримуваний симулятор.

Істотною особливістю навчання на сьогодні у Навчально-сертифікаційному центрі Украероруху є використання новітнього радарного тренажерного обладнання Radar Skill Trainer V.2.3.3. з можливістю відпрацювання виконання процедур обслуговування повітряного руху з наступною автоматизованої оцінкою дій слухача, а також тренажерів аеродромної диспетчерської вишки (АДВ) High Fidelity Simulator (for 4 controller working positions) з високим ступенем візуалізації. Цей тренажер нового покоління виробництва канадської компанії Adacel, що займає

лідируючі позиції в цій області, дозволяє моделювати аеродромний рух, відтворюючи за допомогою адаптивних сценаріїв вплив на повітряну обстановку практично будь-яких зовнішніх чинників, від сезонних погодних змін з урахуванням часу доби до різних природних феноменів, аварійних і нестандартних ситуацій, а також здійснювати візуальний моніторинг цієї ситуації як з кабіни екіпажу, так і з робочого місця диспетчера АДВ [3].

Таке поєднання підготовлених до напруженої роботи слухачів, сучасного тренажерного обладнання і досвідченого висококваліфікованого інструкторського складу є унікальним в області професійної підготовки диспетчерів УПР в Україні [3].

Найбільш унікальним є тренажер 3D-Tower з високим ступенем візуалізації - з оглядом на 3600, встановлений у Навчально-сертифікаційному центрі Украероруху. З його допомогою візуально моделюється зображення, яке авіадиспетчери бачать з робочого місця аеродромної диспетчерської вежі – видимий з вікон повітряний простір, реальний ландшафт, будівлі і транспортні засоби на аеродромі тощо. При цьому моделюється рухома картинка, де враховано справжні розміри усіх об'єктів, їх зовнішній вигляд, швидкість руху літаків у повітрі, на злітно-посадковій смузі та на пероні [2].

Подібні тренажери 3D-Tower використовуються у багатьох країнах світу, проте лише в Україні встановлено комплекс найсучаснішого, третього покоління, тоді як його попередники значно поступаються за якістю відображення та деякими спеціальними можливостями системи [2].

Тренажер складається з розташованих по колу екранів висотою 2,5 м кожен, на які проектується зображення. Всередині розміщено шість робочих місць фахівців управління повітряним рухом аеродромної диспетчерської вишки та панелі керування чотирма каналами зв'язку. На монітори виводиться радіолокаційна інформація з автоматизованої системи керування повітряним рухом та метеоінформація. Також встановлено додаткові екрани для відеозображення з камер стеження, як це передбачено на аеродромі в Борисполі. Тренажер має імітацію функції «бінокль» для деталізації візуального контролю повітряних суден на льотному полі та в повітрі при підльоті до аеродрому на відстані 10-15 км [2].

Система, з якої складається тренажер, може моделювати 999 комбінацій метеорологічних явищ відповідно до будь-якої пори року та часу доби. У заданих інструктором інтенсивністю повітряного руху та погодних умовах моделюються різноманітні ситуації, які можуть виникати в роботі – несправність техніки, помилка фахівців будь-яких служб, пожежа на борту чи викочування літака за межі злітної смуги, коли диспетчер має викликати необхідні аварійні служби й працювати з урахуванням форс-мажору в режимі реального часу. Система має генератор і розпізнавач голосу, тож у штатному режимі за умов правильних команд диспетчера чіткою англійською мовою система сама сприймає інформацію, відповідає на команди й виконує їх. За необхідності у процес виконання вправ втручається інструктор і працює від імені уявного пілота або змінює завдання в активному режимі [2].

Існуючі технологій впроваджуються в системи моделювання та навчання користуванню інтегрованих навігаційних систем для судноводіїв,

льотчиків і т.п. За допомогою сучасних методів розрахунку, також нововведень в цифрове обладнання існує можливість побудувати емуляцію подібної системи, котра називається багатофункціональний навігаційний тренажер.

Список літератури

1. Авіасимулятор [електронний ресурс]. – Режим доступу : http://ru.wikipedia.org/wiki/.
2. В Україні відтепер працюватимуть диспетчерські тренажери 3D-Tower третього покоління [електронний ресурс]. – Режим доступу : http://www.kmu.gov.ua/control/publish/article?art_id=244219485. – Назва з екрану.
3. Початкова підготовка авіадиспетчерів в Украерорусі за Європейськими стандартами [електронний ресурс]. – Режим доступу : http://tcc.uksatse.ua/index.php?option=com_content&task=view&id=51&Itemid=30 . – Назва з екрану.
4. Просянко Д. В. Навігаційний тренажер [електронний ресурс] / Д. В. Просянко, В. А. Святний. – Режим доступу : http://www.masters.donntu.edu.ua/2010/fknt/prosyanko/library/conf.pdf. – Назва з екрану.
5. Рябокінь Ю. М. Формування повторно використовуємих рішень при створенні програмного забезпечення пульта інструктора авіаційного тренажеру методом доменного аналізу [електронний ресурс] // Інженерія програмного забезпечення. – 2010. – № 2. Режим доступу www.nbuv.gov.ua/portal/natural/Ipz/2010_2/Riybok.pdf. . – Назва з екрану.
6. Симулятор [электронный ресурс]. – Режим доступа : http://ru.wikipedia.org/wiki/
7. Тренажёр [электронный ресурс]. – Режим доступа : http://slovari.yandex.ru/
8. Веб-сайт Державного підприємства обслуговування повітряного руху України "Украерору" [електронний ресурс]. – Режим доступу : http://controller.uksatse.ua/index.php?s=883be99f039a74470f6f9b546ceec84a&act=News. – Назва з екрану.

UDC 371.15:811.111(043:2)

O.M. Skipalska, lecturer
National aviation university, Ukraine

ENDLESS OPTIONS OF INTERNET IN LEARNING ENGLISH

Proficient level of English will depend not only on talent and hard work of a learner but also on the ways of learning. Internet is a future of education and will enhance learning process. It facilitates learning, it can be used anywhere, it enables research and improved learning, it accelerates learning, it helps them grow.

The Internet has already entered our ordinary life. Everybody knows that the Internet is a global computer network, which embraces hundred of millions of users all over the world and helps us to communicate with each other. The Internet is an extremely useful invention of mankind as it helps to make our lives easier. It is much easier to communicate through the Internet and this modern form of communication has opened the world to a whole new way of learning the English language.

Students learning English online are immersed in the language. They watch and hear native English speakers participating in real-life social and work situations. Students complete interactive exercises, including speaking tasks, which provide opportunities to practice, record and listen to their spoken responses. This increases their spoken accuracy, fluency and confidence to use English. Students read real articles and texts, produce their own written language and complete exercises on grammar and vocabulary.

The Internet is growing every day, and now is recommended to the students. Also the Internet should be the best friend of any student for many reasons, and some reasons are represented below.

The world is evolving, and learning with it. The number one advantage of using the Internet is that it facilitates learning through various forms of content; students can discover and digest information in multiple formats. These could be podcasts, articles, emails, or even videos. It could be via interactive chat or group discussions, and it can be via interacting on forums. The options are endless, only left to our creative mind. “Interactive” is the future of education, and the Internet enables this.

Another major advantage of the Internet for students is that it is ubiquitous; in other words, it is everywhere. You can easily use your mobile phone to verify a quick fact that has to do with your studies, and you can spend hours on your laptop trying to do an assignment. What makes the whole thing even better is that you don’t have to go to a library a few minutes away from your home, and you don’t have to be in the classroom to learn because you have access to the Internet anywhere.

Research is usually done in the library and via friends and trusted experts; and the reality is that using any of these sources takes time, and the results you will get might not be adequate. The Internet makes it extremely easy for you to research

your favourite subjects, get access to tips and advice from experts, and also ask questions and get answers in real time.

The Internet also helps accelerate learning, and as a result improves the community in general. Knowledge is power, and you need to be connected to be knowledgeable; you need to be connected to blogs, websites, newsletters, and online magazines; and the Internet makes it extremely easy to get access to them.

The more stuff you read, and the more you understand how these stuffs work, the better the value of your life. As a student, you should realize that there's a bigger world outside of your institute or university; you can be exposed to this world via the Internet.

Change is necessary, and without change we get complacent. Things are done differently today than they were decades ago, and that is how things will be forever. The Internet helps students keep in touch with growing trends; it exposes them to criticism, feedback, and life in other parts of the world they'll probably never be to, and this will go a long way to help improve their lives.

We need people to help us grow and improve, and never has it been this easy to get constant feedback from people from various part of the world; this is one aspect of technology students should embrace. They shouldn't just be restricted to feedback from their teachers and close ones; they should be open to feedback from all over the world.

There are also English language learning sites where you can find every resource needed to learn the language. These special English languages learning sites are designed so that one can learn the language online in the comfort of their own home. These sites provide learning material in such areas as pronunciation and vocabulary, fun learning games, quizzes, English books, articles, magazines to read online, English chat forums that provide a place where one can meet other learners and practice conversational English, lessons for beginners, as well as a place to share English stories and poetry. Instead of buying piles of newspapers, books, and magazines and then sifting through information that does not interest you, you can find anything that interests you. The Internet has just about every medium that uses English. This includes English newspapers, magazines, journals, video, music, e-books, online news networks, and radio. You can find just about any topic online. It is much more useful to learn English with a topic that is interesting.

Learning the English language will improve job opportunities and open up the doors to career advancement. Because the Internet has become a big part of most people's lives, the wealth of information posted from all over the world makes it a valuable tool when learning to speak and write the English language.

Learning English can be a challenging and daunting task. Fortunately, technological advancements have now made learning the English language much more easy, fun, and convenient. One technologically advanced method that has improved the way people learn English is the Internet.

Conclusion

To summarize, we can conclude that students benefit from:

- 24 hour access to study, anywhere and anytime

- immersion in the English language
- the chance to focus on their individual learning needs
- intensive listening practice in a non-threatening environment
- the opportunity to self-pace their learning choosing their own intensity and duration of study
- revising and repeating tasks as often as required
- studying real language in real contexts
- doing the varied and challenging features of the online program which include interactive tasks, videos, audio, language tips and language notes
- receiving instant feedback on tasks completed to measure their progress
- learning from international teachers
- gaining exposure to western cultural norms

Список літератури

1.«Useful Resources and Learning Materials for Students " in On-Line Resources and Journals: ELT, Linguistics, and Communication (http://ilc2.doshisha.ac.jp/users/kkitao/online/www/student.htm).

2. "Keypal Opportunities For Students" in "On-line Resources and Journals: ELT, Linguistics, and Communication" (http://ilc2.doshisha.ac.jp/users/kkitao/online/www/keypal.htm).

3.http://www.ehow.com/how_8275243_use-internet-teaching-english-phonetics.

УДК 378.147(043.2)

Л.С. Немлій, аспірантка кафедри авіаційної англійської мови, ІАН
Національний Авіаційний Університет, Україна, м. Київ

МОДЕЛЬ ФОРМУВАННЯ ПЕДАГОГІЧНОЇ КОМПЕТЕНЦІЇ ДИСПЕТЧЕРА-ІНСТРУКТОРА УПРАВЛІННЯ ПОВІТРЯНОГО РУХУ

В статті розглянуто модель формування педагогічної компетентності диспетчера-інструктора УПР та ефективності її реалізації завдяки впровадженню інтерактивних технологій навчання в процес їх фахової підготовки.

Процес формування педагогічної компетентності, на нашу думку складний, та модель сприяє його реалізації. Схематично відображений реальний навчальний процес має цілісність та взаємодію компонентів. Дослідження підтверджують, що створення моделі підвищує рівень реалізації цілі дослідження, дає можливість поліпшити планування навчального процесу, оптимізувати структуру навчального матеріалу та перевірити гіпотезу дослідження, саме тому, що розробка моделі є одним з важливих напрямків пошуку шляхів підвищення якості усього процесу підготовки спеціаліста[1].

Теоретичний аналіз джерел сучасної науки дає підстави стверджувати, що в багатьох із них йдеться про необхідність створення моделі формування компетентності фахівця, так як її створення сприяє ефективності впровадженню та реалізації інтерактивних технологій навчання в процес фахової підготовки.

Створення моделі процесу підготовки фахівця сприяє підвищенню якості цієї підготовки [1].

Модель - це штучно створений зразок, який відображає і відтворює реальні структуру, властивості, зв’язки, відношення між компонентами цього об’єкта[2].

Модель формування педагогічної компетентності диспетчера-інструктора УПР відображає мету, компоненти(знання та вміння), етапи формування кожного з її компонентів, вказує на умови навчального процесу за яких він має відбуватися та зазначає педагогічні технології, які є ефективними для формування її компонентів.

Для створення такої моделі нам необхідно було опрацювати ряд літературних джерел та провести їх аналіз. Науковець В.Сластьонін вважає, що зміст підготовки спеціаліста представлено в його кваліфікаційній характеристиці, яку він розглядає як нормативну модель компетентності, що відображає науково обґрунтований склад професійних знань, умінь і навичок[3].

Модель діяльності і державний освітній стандарт мають найбільшу складність, а кваліфікаційна характеристика є ланкою, що зв’язує між собою моделі професійної діяльності і підготовки спеціаліста. Через це базовою моделлю спеціаліста являється його кваліфікаційна характеристика. На основі неї потім можна розробляти як модель діяльності, так і основні моделі

підготовки спеціаліста – мінімальну освітню програму і державний освітній стандарт[1].

При побудові комплексної моделі формування педагогічної компетентності майбутніх диспетчерів-інструкторів УПР беремо до уваги дослідження В.Сластьоніна, який зазначає, що її варто будувати від загальних понять до конкретних умінь[3].

Наприклад, загальні поняття думати і мислити тісно пов'язані з умінням піддавати конкретні факти сумніву та проводити теоретичний аналіз. Поєднує ці два досить важливі уміння процес переходу від конкретного до абстрактного, який може відбуватися на інтуїтивному, емпіричному та теоретичному рівнях. Доведення вміння до теоретичного рівня аналізу – одне із важливих завдань підготовки майбутніх спеціалістів до педагогічної діяльності.

В ідеалі повна відповідність спеціаліста вимогам кваліфікаційної характеристики означає сформованість інтегруючого в собі всю сукупність педагогічних вмінь: вмінь педагогічно мислити і діяти. Не залежно від рівня загальності педагогічної задачі завершений цикл її рішення зводиться до тріади «мислити – діяти – мислити» і співпадають з компонентами педагогічної діяльності і відповідними їм вміннями. В результаті модель педагогічної компетентності виступає як єдність його теоретичної і практичної готовності[3].

Метою моделювання процесу формування педагогічної компетентності майбутнього диспетчера-інструктора УПР є розробка такої моделі, яка дозволила б підвищити ефективність даного процесу, співвіднести його з вимогами суспільства та потребами на робочому місці.

Вивчаючи кваліфікаційну характеристику диспетчера-інструктора УПР бачимо, що вона передбачає педагогічну підготовку диспетчера-інструктора УПР. В нашому дослідженні ми доводимо, що диспетчер-інструктор УПР має бути педагогічно компетентним.

При створенні моделі формування педагогічної компетентності майбутнього диспетчера-інструктора УПР беремо до уваги кваліфікаційну характеристику диспетчера-інструктора УПР та державні освітні стандарти. До моделі включаємо складові компоненти, їх показники та навчальні технології щодо формування окремо кожного і як результат формування педагогічної компетентності диспетчера-інструктора УПР в цілому.

Метою моделі є формування педагогічної компетентності диспетчера-інструктора УПР.

Конкретизуючи мету, нами було виділено його завдання:

- формування мотивів навчальної діяльності, спрямованих на засвоєння педагогічних знань;
- забезпечення сукупністю знань, умінь та навичок, необхідних для досягнення результатів процесу формування педагогічної компетентності;
- вироблення навичок самоконтролю і самооцінки в процесі педагогічної діяльності.

В моделі зосереджуються єдність спеціально-технічного, комунікативного, менеджерського, технологічного та рефлексивного компонентів педагогічної діяльності. Так, спеціально-технічний компонент моделює знання набуті в процесі спеціальної підготовки; менеджерський вміння бути лідером, керівником навчального процесу; комунікативний відображає вміння спілкуватися; технологічний сприяє ефективності передачі власних професійних знань стажерам; рефлексивний відображає вміння оцінювати та аналізувати власні знання, вміння та навички.

Отже, в результаті аналізу філософської та психолого-педагогічної літератури компонентами (перший блок моделі) педагогічної компетентності майбутніх диспетчерів-інструкторів УПР стали такі:

- спеціально-технічний;
- технологічний (методологічний);
- комунікативний;
- менеджерський;
- рефлексивний

Беручи до уваги особливості професійної діяльності диспетчера-інструктора УПР ці компоненти взаємопов'язані: сформований педагогічний компонент дає можливість реалізувати спеціально-технічний. Без спеціально-технічного компоненту не можливо реалізувати педагогічну компетентність. Хоча формуванням першого ми не займаємось, він формується в період професійної підготовки, в процесі формування педагогічної компетентності ми беремо за основу спеціальні знання здобуті в процесі професійної підготовки.

Формування педагогічної складової ми розглядаємо як процес оволодіння стійкими, інтегрованими, системними знаннями з педагогіки, психології, методики викладання та умінь застосовувати їх в ситуаціях професійної діяльності та здатності досягати необхідних результатів.

Інші компоненти педагогічної компетентності будуть формуватися на основі модульного навчання засобами інтерактивних технологій. Модульне навчання, як одне з найбільш ефективних педагогічних технологій, ми беремо за основу для формування педагогічної компетентності диспетчера-інструктора УПР. Підставою для такого вибору нам дали дослідження науковців[4,5,6] які вважають його сучасним та ефективним. В основу цієї педагогічної технології був покладений принцип автономних змістовних одиниць, які називають «мікрокурсами». Особливості цих курсів полягає в можливості об'єднуватися між собою в рамках однієї або декількох програм.[6] Чіткий поділ навчального матеріалу дає можливість самостійності його засвоєння. В модульному навчанні одним з головних завдань є формування навичок самоосвіти. Для формування педагогічної компетентності диспетчера-інструктора УПР цей факт важливий. До теоретичної частини програми педагогічної підготовки вводимо практичну.

Цей процес відображаємо в моделі формування педагогічної компетентності диспетчера-інструктора УПР. Усі компоненти взаємопов'язані між собою, формуються частково одночасно та послідовно під час практичних занять. Формування педагогічної компетентності диспетчера-інструктора УПР без формування одного із них вважаємо не можливим. Кожен компонент

включає притаманні лише йому знання, вміння, навички та водночас має безпосередній зв'язок з іншими.

Проте, ми вважаємо, що кожен з наведених функціональних компонентів може являти собою алгоритм розв'язання педагогічних ситуацій і відображати певну послідовність у загальному процесі.

Для ефективної реалізації процесу формування педагогічної компетентності плануємо здійснювати навчальний процес за допомогою наступних методів: бесіда, дискусія, метод проектів, інтерактивні методи навчання: карусель, мозковий штурм, мікрофон, акваріум та ін., з використанням словесних, наочних та технічних засобів навчання. Навчальний процес відбуватиметься як з використанням традиційних форм організації освітнього процесу (лекції та самостійна робота студентів), так й інноваційних (лекція-презентація, проектна діяльність, робота з електронною бібліотекою).

Педагогічні умови формування професійної компетентності студентів становлять зміст умовної складової моделі формування професійної компетентності майбутнього диспетчера-інструктора УПР. Спираючись на дослідження В.Г. Первутинського [7], ми їх об’єднали у чотири взаємопов’язаних між собою блоки:

- організаційні передбачають визначення критеріїв та рівнів педагогічної компетентності, підбір технічного оснащення занять;
- методичні включають рекомендації щодо коригування змісту навчальних занять, інтеграцію різноманітних видів діяльності;
- технологічні коригування контрольно-оцінювальних підходів до результатів навчання, використання практико-орієнтованих технологій, інтерактивних форм та методів навчання, визначення груп умінь, якими повинен володіти компетентний диспетчер-інструктор УПР;
- акмеологічні (психолого-педагогічні) включають здійснення діагностики розвитку студентів, рефлексивного етапу на кожному навчальному занятті, створення системи стимулювання та мотивації, атмосфери співпраці та співтворчості між усіма учасниками освітнього процесу, визначення показників оцінювання компетентності.

Результативна складова моделі передбачає наявність конкретних результатів реалізації процесу формування педагогічної компетентності майбутнього диспетчера-інструктора УПР – перехід на більш високий рівень педагогічної компетентності.

Запропонована модель формування педагогічної компетентності майбутнього диспетчера-інструктора УПР розглядається як ефективний інструментарій організації системи підготовки диспетчера-інструктора УПР.

Висновки

Модель формування педагогічної компетентності майбутнього диспетчера-інструктора УПР як інструмент реалізації цілі нашого дослідження – педагогічно компетентний диспетчер-інструктор УПР, високоякісна

тренажерна та практичні підготовки диспетчерів-стажерів на підприємстві, реалізується в процесі фахової підготовки

Список літератури

1. Демченко С. О. Розвиток професійно-педагогічної компетентності викладачів спеціальних дисциплін вищих технічних закладів освіти. – Дисертація на здобуття наукового ступеня кандидата педагогічних наук за спеціальністю 13.00.04 – теорія і методика професійної освіти. – Кіровоградський державний педагогічний університет імені Володимира Винниченка. – Кіровоград, 2005.

2. Креденець Н.Д. Модель професійної компетентності майбутнього фахівця легкої промисловості/ Н.Д.Креденець// Вісн. Черкас. Ун-ту. Сер. Пед. наук. – 2009.- Вип..157.-С.95-100.

3. Сластенин Педагогика: Учеб. пособие для студ. высш. пед. учеб. заведений / В. А. Сластенин, И. Ф. Исаев, Е. Н. Шиянов; Под ред. В.А. Сластенина. - М.: Издательский центр "Академия", 2002. - 576 с.

4. Буцик І.М. Методика підготовки диспетчерів-інструкторів служби повітряного руху до педагогічної діяльності в умовах модульної технології:Автореф.дис.канд.пед.наук:13.00.02./Українсько-інженерна педагогічна академія.- Харків,2005. – 24с.

5. Вітвицька С.С. Основи педагогіки вищої школи: Методичний посібник для студентів магістратури. – К.: Центр методичної літератури, 2003. – 316 с.

6. Гушко О. Педагогічні технології підготовки студентів вищих навчальних закладів. Гуманітарний вісник № 22 http/ docs goole com.

7. Первутинский В.Г. Современные подходы к развитию профессиональной компетентности студентов // [Електронний ресурс] – Режим доступу: - http://akmeo.rus.net/index.php?id=119.

UDC 378.147:656.071.1

L.P. Korol, lecturer
(National aviation university, Kyiv)

PRONUNCIATION ISSUES AND THEIR INFLUENCE ON THE FLIGHT SAFETY

Problematics of misunderstandings due to poor pronunciation because of speaker carrying a regional or non-regional dialect or accent, as well as their negative influence on the process of R/T communication are the focal point of attention in our research.

The International Civil Aviation Organisation (ICAO) has established English language proficiency requirements (LPRs) for all pilots operating on international routes, and all air traffic controllers who communicate with foreign pilots. These standards require pilots and air traffic controllers to be able to communicate proficiently using both ICAO phraseology and plain English. All Air Traffic Controllers and Flight Crew Members engaged in or in contact with international flights must be proficient in the English language as a general spoken medium and not simply have a proficiency in standard ICAO Radio Telephony Phraseology. Those who do not have English proficiency must acquire it, or risk removal from international flight routes.

In order to conform with ICAO Language Proficiency requirements, Pilots, Air Traffic Controllers and all others who use English in R/T communication on international routes must be at ICAO English Language Level 4 (Operational) or above. An individual must demonstrate proficiency at Level 4 in all six categories in order to receive a Level 4 rating. Pronunciation is clearly differentiated among these categories, moreover, ICAO holistic descriptors of speaker's proficiency relate to such issues as accuracy and clarity of communication, as well as intelligibility of a dialect or accent involved in the process of R/T communication. As the ICAO advises, pronunciation must be given high priority.

In order to investigate the issue of correlation between speaker's pronunciation and flight safety first of all we should define such notions as pronunciation, intelligibility, dialect, accent etc.

Pronunciation refers to the ability to use the correct stress, rhythm, and intonation of a word in a spoken language.[3] A word can be spoken in different ways by various individuals or groups, depending on many factors, such as: the area in which they grew up, the area in which they now live, if they have a speech or voice disorder, their ethnic group, their social class, or their education. Included in the general pronunciation umbrella are the following:

- Stress – The emphasis of words or parts of words (syllables), but also can include weak sounds;
- Rhythm – The speed of communication, including when to pause and when to speed up;
- Intonation – The high, middle and low levels of speech, especially noted in asking questions.

Pronunciation in a second or foreign language involves more than the correct articulation of individual sounds. It involves producing a wide range of complex and subtle distinctions which relate sound to meaning at several different levels. Speech/Pronunciation forms the vehicle for transmitting the speaker's meaning. If the listener does not understand the message, no communication takes place, and although there are other factors involved, one of the most important is the intelligibility of the speaker's pronunciation Inadequate instruction in speech/pronunciation can result in a complete breakdown in communication.

Intelligibility is a key part of Aviation English, as in context of communication this term is linked to how a person is understood, namely it is a measure of how comprehendible speech is, or the degree to which speech can be understood. Intelligibility is affected by spoken clarity, explicitness, lucidity, comprehensibility, perspicuity, and precision [1]. Thus a speaker may not use immaculately built grammatical structures or correct intonation patterns all the time, but he/she is comprehended without any problems by other communicants.

However, one should not mistake intelligibility with accuracy, because accuracy of speech depends on the linguistic correctness of structures that a speaker tends to use. This is especially relevant to ICAO Level 4. The ICAO pronunciation requirements for this level state that pronunciation, stress, rhythm and intonation can be influenced by the first language or regional variation but only sometimes interfere with ease of understanding.[2] To put it in another way the other person must be able to understand you but you do have the space to make a few mistakes.

The difference between such notions as accent and dialect should also be contemplated. An accent is a manner of pronunciation peculiar to a particular individual, location, or nation. An accent may identify the locality in which its speakers reside (a geographical or regional accent), the socio-economic status of its speakers, their ethnicity, their caste or social class, their first language (when speaking a second language imperfectly), and so on.

Accents typically differ in quality of the voice, pronunciation and distinction of vowels and consonants, stress, and prosody. Although grammar, semantics, vocabulary, and other language characteristics often vary concurrently with accent, the word 'accent' may refer specifically to the differences in pronunciation, whereas the word 'dialect' encompasses the broader set of linguistic differences. Often 'accent' is a subset of 'dialect'.

Non-native pronunciations of English result from the common linguistic phenomenon in which non-native users of any language tend to carry the intonation, phonological processes and pronunciation rules from their mother tongue into their English speech. They may also create innovative pronunciations for English sounds not found in the speaker's first language. English is unusual in that speakers rarely produce an audible release between consonant clusters and often overlap constriction times. Speaking English with a timing pattern that is dramatically different may lead to speech that is difficult to understand.

More transparently, differing phonological distinctions between a speaker's first language and English create a tendency to neutralize such distinctions in English, and differences in the inventory or distribution of sounds may cause substitutions of native sounds in the place of difficult English sounds and/or simple

deletion. This is more common when the distinction is subtle between English sounds or between a sound of English and of a speaker's primary language. While there is no evidence to suggest that a simple absence of a sound or sequence in one language's phonological inventory makes it difficult to learn, several theoretical models [4] have presumed that non-native speech perceptions reflect both the abstract phonological properties and phonetic details of the native language.

While discussing the issues that arise with the individual pronunciation we should not omit the idiolects, that can considerably impair the intelligibility of communicant's speech. An idiolect is a variety of language that is unique to a person, as manifested by the patterns of vocabulary, grammar, and pronunciation that he or she uses. Conceptually, the language production of each person, the idiolect, is unique; linguists disagree what underlying knowledge of a language, or of a given dialect, is shared among the speakers.

Thus we may state that pronunciation of the speaker in R/T communication may be impaired by such subjective issues as accent, dialect and idiolect. In order to achieve necessary intelligibility and accuracy of speech one should eliminate the influence of abovementioned issues and pay closer to standardizing pronunciation. We suggest to investigate further the means of this standardization.

Conclusions

Although English has been the international aviation language since 1951, formal language proficiency testing for key aviation personnel has only recently been implemented by the International Civil Aviation Organization (ICAO). It aims to ensure minimum acceptable levels of English pronunciation and comprehension universally, but does not attend to particular regional dialect difficulties. However, evidence suggests that voice transmissions between air traffic controllers and pilots are a particular problem in international airspace and that pilots may not understand messages due to the influence of different accents when using English. Consequentially the significant influence of pronunciation deviations in R/T communication should be considered, as they can impair flight safety due to miscommunication problems.

References

1.Moore, C.J. (1997). An introduction to the psychology of hearing. Academic Press. 4th ed. Academic Press. London.

2.ICAO. (2004). Publication of Doc 9835-AN/453, Manual on the Implementation of ICAO Language Proficiency Requirements.

3.Beech, John R.; Harding, Leonora; Hilton-Jones, Diana (1993) Assessment in speech and language therapy. CUP Archive. p. 55.

4.Hallé, Pierre A.; Best, Catherine T.; Levitt, Andrea; Andrea (1999), "Phonetic vs. phonological influences on French listeners' perception of American English approximants",Journal of Phonetics 27 (3): 281–306

UDC 37.013.74:656.7.022

T. Kharlamova,
lecturer (National Aviation University, Ukraine)

ACADEMICS COMPETENCES FOR DEVELOPMENT OF THE TRAINING TECHNIQUES WITHIN THE CONTEXT OF HIGHER EDUCATION

This aim of this article is to provide a framework for development of the training techniques within the context of higher education. The quality in higher education research report listed a set of generic or core skills and attitudes which academics should demonstrate. The list of roles and their associated competences to become a competent academic is introduced.

No doubt there is the major shift in the discourse of higher education over the recent years. The move towards a mass rather than elite system, structural changes in the labor market, political and economic regime that emphasizes the links between education and economic competitiveness have played a part in the increased focus on higher education as, at least in part, preparation for an employment.

Approaches to the training process need to be transformed in response to the rapid developing and extending of the aviation sphere. Lecturers at the university are being challenged to graduate students that are competent rather than just knowledgeable. They need to teach in a manner of enabling students to be involved into profession with the knowledge they got at the university rather than simply to memorize information. Students need to develop higher order of skills like critical thinking, analysis, problem solving and so on. To achieve this outcome, lecturers need to be supported and enabled to shift their teaching practice to an outcomes-based approach, strengthen their curriculum development skills and slowly fill the roles set out in the Norms and Standards for Educators [2].

The policy like this describes the roles, their associated set of applied competences (norms) and qualifications (standards) for the lecturers' development. It also establishes key strategic objectives for development of the training programs, qualifications and standards.

The list of roles and their associated competences below is meant to serve as a description of what it means to be a competent lecturer. It is not meant to be a checklist against which one assesses whether a person is competent or not. The roles and competences must be integrated in the training program and should inform the exit level outcomes of qualification and their associated assessment criteria. Ultimately, the qualification should reflect an applied and integrated competence of the future specialists of the aviation area. This demonstrates ability to integrate theory and practice in training and must be assessed within all lecturer qualifications.

These seven roles are considered to be the following:

Learning mediator

The lecturer mediates learning in a manner which is sensitive to the diverse needs of the students, including those with barriers to learn; construct

learning environment that is appropriately contextualized and inspirational; communicate effectively showing recognition and respect for the differences of others. The lecturer demonstrates sound knowledge of the subject content and various principles, strategies and resources appropriate to training.

Interpreter and designer of learning programs and materials

The lecturer understands and interprets provided learning programs, design original learning programs, identify the requirements for a specific context of learning, select and prepare suitable textual and visual resources for learning. The lecturer also selects sequence and pace the learning in a sensitive manner to the differing needs of the subject area and students.

Leader, administrator and manager

The lecturer makes decisions appropriate to the level, manage learning in the classroom and carry out classroom administrative duties efficiently. These competences might be performed in the ways which are democratic, support learners, colleagues and demonstrate responsiveness to changing circumstances and needs.

Scholar, researcher and lifelong learner

The lecturer achieves ongoing personal, academic, occupational and professional growth through the pursuing reflective study and research in their learning area, in broader professional and educational matters and in other related fields.

Community, citizenship and pastoral role

The lecturer practices and promotes a critical, committed and ethical attitude towards developing a sense of respect and responsibility towards others. The lecturer upholds the constitution and promotes democratic values and practices at the university and society. Within the university, the lecturer demonstrates an ability to develop a supportive and empowering environment for the student and respond to the educational and other needs.

Assessor

The lecturer understands that assessment is an essential feature of the training process and knows how to integrate it into this process. The lecturer understands the purposes, methods and effects of assessment and is able to provide helpful feedback to the students. The lecturer designs and manages both formative and summative assessment in ways that are appropriate to the level and purpose of the learning and meet the requirements of the accrediting bodies. The lecturer keeps detailed and diagnostic records of assessment. The lecturer understands how to interpret and use assessment results to feed into the processes for improvement of the training programs.

Learning area/subject/discipline/phase specialist

The lecturer is well grounded in knowledge, skills, values, principles, methods, and procedures relevant to the discipline, subject, learning area, phase of study, professional or occupational practice. The lecturer knows about different approaches to the training process (research and management) and the ways of usage which are appropriate to the students. The lecturer has a well-developed understanding of the knowledge appropriate to the specialism.

Thus, all of these roles are seen as constituting a picture of the knowledge, skills and values that are the hallmark of the competent and professional lecturer. The roles will also be linked strongly to the developmental appraisal, career pathing, grading and performance management. They will be used to identify the strengths and weaknesses of an educator and indicate the exact kind of training that is needed to improve the performance. Either way, the lecturer maintains is a certain level of authority through the depth and breadth of the subject matter he teaches.

Paulo Freire says that as lecturer needs to clearly understand that their job is to facilitate. Furthermore, as lecturers, they are placed in a position of power, must own that power and use it responsibly [1].

Conclusion

Thus, the lecturer's role is to provide direction – there is no education without direction – educational practice always points to an objective/outcome to be reached. Training can never be non-directive. The lecturer has responsibility to plan and structure the learning experiences; mediate learning by using facilitation techniques that "smooth the training process".

Lecturers are required to manage their classes and not abrogate responsibility for the students. The pedagogy is tasked with creating opportunities for an active training of the students; this is not at all the same as thinking that it is alright to leave students to "get on" with training on their own.

The main roles identified above, show that a competent lecturer must have more than just subject knowledge, more than just the ability to manage other people. Current policy says, that the competence is not merely performance, meaning that competence is more than simply doing an action such as planning the lesson, writing the lesson onto the board, making a worksheet for the lesson or setting and marking the project.

References

1. Freire, Paulo; Macedo, Donaldo: Pedagogy of the oppressed. New York, NY, Continuum, 2007. 183 p. 30th anniversary edition
2. http://academic.sun.ac.za/mathed/

УДК 159.955:378.147:811.111(043.2)

К.О. Поворозник, аспірант
(Національний авіаційний університет, Україна, м. Київ)

ПСИХОЛОГІЧНИЙ ФЕНОМЕН ЧАСОВОЇ ПЕРСПЕКТИВИ В КОНТЕКСТІ РОЗВИТКУ ОСОБИСТОСТІ АВІАЦІЙНИХ СПЕЦІАЛІСТІВ

Розглянуто феномен часової перспективи як фундаментальну характеристику життєвого досвіду та важливий ресурс для розвитку особистості та її професійного становлення.

Переживання часу, відношення та взаємодія із ним є фундаментальною характеристикою людського досвіду, як об'єктивного (хронологічного), так і суб'єктивного (особистісні часові конструкти). Темпоральність представляє фундаментальну характеристику екзистенції людини, зумовлюючи змістовність та осмисленість людського буття.

На думку М. Мамардашвілі, часово – просторова форма охоплює безліч процесів і, тому, свідомість суб'єкта, виконуючи функцію часового синтезу утримує всю його багато вимірність.

Концепція індивідуального часу формується поступово, в процесі пізнання світу людиною та взаємодії із ним, як цілісний континуум об'єктивного та суб'єктивного часу.

Розвиток особистості в аспекті часової перспективи передбачає усвідомлення часу життя як ресурсу та активну позицію по – відношенню до проживання теперішнього, планування майбутнього та надбання минулого досвіду.

Конструкт часова перспектива (Л. Франк) характеризує принцип взаємозв'язку та взаємозумовленість минулого, теперішнього та майбутнього часу у свідомості та поведінці людини. По мірі внутрішнього розвитку особистості, часова перспектива розширюється та ускладнюється завдяки неповторний життєвому досвіду.

С. Тейлор, у свою чергу, вважає розділення традиційного лінійного часу на відрізки минулого, теперішнього і майбутнього – психологічною ілюзією (Тейлор 2010)

У вітчизняній психології, одним із перших поставив проблему актуальності дослідження особистості у цілісності її структури та динаміки, крізь призму просторово – часових характеристик особистості С.Л. Рубінштейн: серед ключових характеристик, зазначав дослідник, найважливіше місце займають такі як, сприйняття та переживання часу, а. також, здатність до часової організації.

В моделі життєвого простору автора теорії психологічного поля К. Левіна , індивід та його оточення представляють єдине динамічне ціле, а стан психологічного поля, згідно Левіна, задається не лише моментом

теперішнього, що проживає індивід, але й , його уявленнями щодо свого минулого та майбутнього (бажаннями, страхами, мріями, цілями та надіями).

У Часі дослідник виокремлює області теперішнього, найближчого та віддаленого минулого та майбутнього, а у Просторі – області реального та ірреального (що ґрунтується на фантазії). Як наслідок, часова перспектива (ЧП) виступає як переживання та бачення суб'єктом свого майбутнього та минулого у теперішньому часі. Згідно поглядів дослідника, когнітивна діяльність та переживання відносно минулого, можуть здійснювати вплив як на прагнення та уявлення щодо майбутнього, так і на поведінку, емоції та когнітивну діяльність в теперішньому, що представляє особливу важливість в рамках нашого дослідження. Відсутність часової перспективи життєвий простір перетворюється на психологічне поле (у маленьких дітей, у людей в умовах мотиваційної невизначеності).

Вчені (К. Левін, Ж. Нюттен, Ф. Зімбардо), виокремлюють у структурі ЧП когнітивний, емоційний та соціальний компоненти, саме тому часова орієнтація особистості може мати значний вплив на її поведінку та діяльність.

Так, Дж. Нюттен, уточнюючи теоретичний статус та процесуальний зміст поняття «часова перспектива» вважає за необхідне чітко диференціювати його, оскільки, термін часової перспективи відносять до різних аспектів психологічного часу. Саме тому, дослідник чітко розводить наступні аспекти:

1) Перший аспект – Ч.П. власне у розумінні значення даного слова, характеризується:
   - протяжністю
   - глибиною
   - насиченістю
   - ступеню структурованості
   - рівнем реалістичності.
2) Другий аспект – часова установка, більш – менш позитивний або негативний настрій суб'єкта по – відношенню до минулого, теперішнього, майбутнього;
3) Третій аспект – часова орієнтація, що характеризує поведінку суб'єкта і є домінуючою орієнтацією цієї поведінки.

Слід зазначити, що події минулого та майбутнього здійснюють вплив на поведінку теперішнього в тій мірі, в якій вони є актуально представленими на когнітивному рівні поведінкового функціонування.

У дослідженнях Ф. Зімбардо, Д. Бойда, виявлено безпосередній вплив ЧП на організацію психологічного часу особистості, у побудові якого приймають участь когнітивні процеси , що розділяють життєвий досвід людини на часові відрізки минулого, теперішнього та майбутнього.

Під час аналізу якісних характеристик ЧП, дослідники вживають поняття балансу: згідно їх визначень, збалансована ЧП представляє собою психологічний конструкт, що відрізняється флективним переключенням між зверненістю до минулого, теперішнього чи майбутнього (таке переключення може зумовлюватися як ситуативними вимогами, так і. внутрішньою детермінацією).

В процесі емпіричних досліджень автори виявили, що саме така ЧП є найбільш оптимальною з точки зору збереження психологічного та фізичного здоров'я особистості, а, також, в аспекті соціальної адаптації функціонування індивіда у суспільстві.

Останніми роками, у фокусі уваги дослідників, з'явилася ще одна проблема, що є змістовно пов'язаною із розробкою проблеми часової перспективи – з метою її осмислення, В. Ковалевим було введено термін «часова трансспектива», що розглядається як здатність людини до «наскрізного бачення часу» (бачення з точки зору теперішнього та, водночас, минулого й майбутнього). [В. Ковалев, 1979) Поняття часової трансспективи, на нашу думку, може змістовно доповнювати поняття часової перспективи, оскільки передбачає можливість цілісного бачення автобіографічного часу з будь – якої точки у минулому, теперішньому чи майбутньому.

У свою чергу, Х. Хекхаузен ввів поняття «досвіду часу», розуміючи його як «всі аспекти життя людини, що відносяться до часу і, у певний період теперішнього є зверненими у майбутнє та повертають у минуле».

На думку дослідника, час структурується завдяки особистісному досвіду, що пов'язаний із переживанням минулих подій, що характеризуються афективними станами (як негативними, так і позитивними). Проте, більш оптимальне структурування часу, на думку дослідника, забезпечує досвід переживання успіху (особистісних досягнень). Такий досвід впливає на відношення особистості до майбутнього, що набуває більшої протяжності. Успішність життєвих подій сприяє встановленню певної послідовності часових відрізків, формуючи структурованість Часу життя.

Акцентуючи увагу на зв'язку часової перспективи та мотивації досягнення, Хекхаузен підкреслює, що перспектива майбутнього може переживатися як очікування успіху або поразки, отже, подібне переживання буде або стимулювати та спонукати до дій, або – гальмуючим активність (автор описує таку поведінку як « ту що орієнтована на досягнення» та «ту що орієнтована на уникання».

Дослідження Хекхаузена виявили, що високий рівень мотивації співвідноситься із більшою тривалістю часової перспективи особистості, порівняно із низько мотивованими та демотивованими. Подібний ефект, також, має місце в часовій структурі діяльності.

Часова перспектива пов'язана із соціальним часом і пов'язана із соціалізацією особистості. Вивчення факторів, що впливають на побудову життєвої перспективи майбутніх авіаційних спеціалістів дозволяє прогнозувати соціально – психологічний розвиток та регулятивні можливості особистості.

Висновки

Отже, розуміння ролі та особливостей часової перспективи на етапі професійно – особистісного становлення майбутнього авіаційного спеціаліста представляється надзвичайно актуальним в аспекті гармонізації життєвого простору молодої людини, збереження психологічної безпеки (А. Ковдра)

(динамічна рівновага суб'єкта у середовищі) та розвитку екзистенційно – важливих та професійно – необхідних ресурсів.

Список літератури

1. Zimbardo P.G., Boyd J.N. Putting time in perspective: A valid, reliable individual-differences metric // Journal of Personality and Social Psychology, 1999. №77, P.1271-1288.);

2. Левин К. Теория поля в социальных науках. — СПб.: Речь, 2000.

3. Нюттен Ж. Мотивация // Фресс П., Пиаже Ж. Экспериментальная психология. М.: Прогресс, 1978. Вып. V, с. 15-110.

4. Абульханова К.А., Березина Т.Н. Время личности и время жизни. - СПб.: Алетейя, 2001.

5. Хайнц Хекхаузен. Психология мотивации достижения. - Санкт-Петербург: Речь, 2001; 256 стр.).

УДК 378.147:81’233(043.2)

М.М. Кулешір, викладач
(Національний авіаційний університет, Україна, м. Київ)

ВИКОРИСТАННЯ МЕТОДУ Г. ЛОЗАНОВА В НАВЧАННІ ІНОЗЕМНОЇ МОВИ

Розглянуто використання методу Г. Лозанова в навчанні іноземної мови. Висвітлено основні теоретичні положення методу та особливості практичної реалізації. Звернуто увагу на використання музичних концертів у процесі навчання іноземної мови.

Сугестопедичний метод навчання – система введення та закріплення мовленнєвого матеріалу в різних комунікативних ситуаціях, що спрямована на створення природного мовного середовища, активізацію учасників у процесі заняття та мобілізацію латентних психічних резервів особистості. Використовується в різних сферах освіти, особливо у вивченні іноземних мов.

Даний метод був створений Г.Лозановим, талановитим ученим, психотерапевтом, педагогом, сходознавцем, спеціалістом з раджа-йоги і деяких інших напрямів йоги, в Болгарії в 60-ті рр. минулого століття і отримав міжнародне визнання. «Сугестія» (з лат. suggestum) – «підставляти», «нашіптувати», «навіювати», «вселяти». Сугестологія – наука про навіювання, сугестопедія – застосування її в педагогіці. Лозанов використовував сугестію з метою активізації резервних психічних потенціалів особистості в навчанні. Так виник сугестопедичний напрям в педагогіці. Учнями Лозанова можна важати таких відомих педагогів-лінгвістів як Г.Китайгородська,І. Шехтер та ін.

Георгій Лозанов проводив новаторські дослідження в 1950-х рр., а результати цих досліджень стали базою для сучасних знань у цій сфері. Лозанов вважав, що внутрішній світ особистості отримує інформацію через два канали, а саме свідомий і несвідомий. Вчений прагнув з’ясувати природу суперпам’яті у деяких людей. Дослідження тривали багато років і врешті Лозанов виснував таке. Кожна людина має свій «оптимальний стан навчання». Цей стан виникає за умов, коли серцебиття, частота дихання та мозкові хвилі синхронізовані, тіло розслаблене, зате мозок в стані концентрації та готовності до сприйняття, оброблення і засвоєння нової інформації.

Педагоги та психологи вважають, що показниками ефективності сугестопедичного методу є: засвоєння дуже великої кількості інформаційних одиниць; вміння активно використовувати інформаційний запас в професійному спілкуванні; вміння гнучко варіювати своє спілкування; вміння переносити засвоєні інформаційні одиниці в інші ситуації; створення надзвичайно потужної мотивації навчання; усунення психологічних бар’єрів (скутості, сором’язливості, страху).

Завдяки деяким інкорпорованим психологічним закономірностям адепти лозанівського методу долають психологічний бар’єр, який присутній в традиційних підходах і пов’язаний зі страхом помилки. Цей страх зникає в атмосфері творчості та невимушеної природної комунікації; коли людина

почувається вільно, розкуто, навчання перестає бути важкою, нудною роботою, набуваючи інших більш захопливих форм ігрової активності.

Унікальність сугестопедичної системи навчання в тому, що вона орієнтована на комплексний розвиток учня/студента, який охоплює синхронний розвиток інтелектуальних, емоційних і мотиваційних аспектів особистості. Розкрити особистісні резервні потенціали учня/студента допомагають декілька факторів, а саме: творча роль викладача і його авторитет; підвищений емоційний тонус аудиторії, висока мотивованість навчальної діяльності, які викладач створює за допомогою спеціального набору педагогічних прийомів і методів.

Сучасні варіанти даного методу опираються на таку властивість психічної діяльності людини як нелінійність. Тому формування стану радості та задоволення від навчання посідає важливе місце. Таким чином створюється враження, що увага перестає бути зосередженою на змісті матеріалу, що вивчається. Навіщо це робиться? Тому що основою механізму ефективності навчального процесу є відволікання свідомості і перенесення розумового навантаження на рівень неусвідомленої діяльності.

На думку Лозанова, ефективному навчанню перешкоджають такі три основні чинники: критично-логічний, інтуїтивно-емоційний, критично-моральний. Дія першого чинника проявляється в тому, що студент вважає процес навчання нелегкою справою, а тому й не вірить, що вчитися можна з легкістю й весело. Другий чинник тісно пов'язаний з деструктивним налаштуванням на невдачу і з невірою у власні сили. Третій чинник базується на переконанні, що навчання вимагає значних зусиль, можливо, ці зусилля краще прикласти до чогось іншого. Вплив даних чинників настільки сильний, що вони здатні гальмувати процес навчання, погіршувати його. Тому так важливо з'ясувати які упередження гнітять студента. Коли досягнуто кращого взаєморозуміння, його опір легше й швидше долається, а його світ стає відкритим для розуміння.

Учнів/студентів треба заохочувати до самостійного планування свого майбутнього й визначення власних цілей. Людина краще зосереджується на своєму шляху, коли знає свою мету. Досвід показує, що досягнути більшого, ніж запланували, можна зазвичай тоді, коли самостійно встановлюєш собі цілі. Саме цей принцип лежить в основі менеджментської справи.

В навчальній аудиторії доцільно зосередитися на запитанні «Для чого це мені знадобиться?». Такий вид парної роботи дозволяє студентам і викладачу розповісти про свої очікування від даного заняття, дня, тижня, місяця чи року. Професійний педагог пропонує студентам на самому початку заняття окреслити власні цілі та передбачити свої очікування й спрогнозувати результати від даного заняття.

Важливо докладати зусиль для організації навчання на партнерських засадах. Мається на увазі, що викладач готує комплект варіативних програмних завдань, а студент вибирає те, що узгоджується з його цілями.

Лозанов акцентує на тому, що зв'язки між свідомим і підсвідомим поданням матеріалу відіграють важливу роль. Кожна людина, стверджує він, володіє величезними розумовими ресурсами. Підсвідомість є основним

елементом усього навчання. Талановитий педагог викладає матеріал логічно, етично, захопливо та без будь-яких стресів, долаючи таким способом опір і бар'єри. Наочні засоби дуже важливі для процесу подання матеріалу. Результати своїх кропітких досліджень Лозанов послідовно застосовував у практичній діяльності, зокрема у навчанні іноземних мов. Завдяки методиці вченого болгарські студенти запам'ятовували тисячу двісті слів на день, при цьому відсоток засвоєння становив 96,1.

Відкриття Лозанова стали активно досліджуватися. Так, американський новатор у сфері прискореного навчання Чарльз Шмідт зазначає: «Зараз ми знаємо, що більшість людей здатна досягти оптимального навчального стану цілком легко і швидко. Безпосереднім ключем до цього є глибоке дихання. Ще одним чинником є музика – спеціальна мелодія з відповідною кількістю тактів (від п'ятдесяти до сімдесяти тактів за хвилину), яка б допомагала розслабитися».

У сфері навчання найбільшим досягненням Лозанова вважається музика, причому в різних застосуваннях. Музика служить засобом релаксації розуму й налаштування слухача на найвищий рівень сприйняття і також є ефективним способом введення інформації в систему пам'яті.«Музика може і заспокоювати, і збуджувати, вона є одним із найшвидших способів впливати на настрій групи». Застосування музики на заняттях із іноземної мови набуло значного поширення за останні сорок років. Численні дослідження показали, що музика викликає особливий стан релаксації, під час якого мозок надзвичайно ефективно обробляє інформацію. Цей відомий стан називають станом розслабленої готовності або «розслабленого усвідомлення». Тобто музика налаштовує мозок на частоту «альфа». Як пишуть Тері та Дуглас Веб, за Лозановим, добре підготовлений концерт може виконати шістдесят відсотків викладацької праці за п'ять відсотків часу.

Яка музика найефективніша для досягнення потрібного стану? Найчастіше це барокова музика 17 – початку 18 ст., зокрема твори таких композиторів як А. Кореллі, А. Вівальді, Ф. Куперен, Й. С. Бах, Г. Ф. Гендель.

Чому саме ця музика? Тому що, як виявив Лозанов, музика барокової школи налаштовує тіло та мозок на гармонійний лад. Гармонійна налаштованість – це ключ, яким відмикаються «емоційні двері» до суперпам'яті – лімбічної системи мозку. Дана система обробляє емоції й служить містком між сферами свідомості й підсвідомості. Таким чином, «музика – це внутрішня автомагістраль, що веде до нашої пам'яті».

Відомі два типи концертів Лозанова: активний і пасивний. Як використовувати ці концерти? Який механізм їхньої дії? Наприклад, на занятті з іноземної мови викладач подає нову тематичну лексику, використовуючи наочність. Студенти включаються в процес і уявляють собі фільм. Звучить активний концерт Лозанова, який супроводжує читання тексту.До цього концерту Лозанов включав фрагменти окремих творів Бетховена, Моцарта, Гайдна, Брамса та ін. Недарма вірші, покладені на музику, запам'ятовуються швидше, ніж з читанки. Пасивний концерт розпочинається негайно після активного. Музика пасивного концерту повільна – за хвилину шістдесят тактів. Сюди входили уривки творів Генделя, Баха, Кореллі, Куперена, Рамо та

ін. На першому етапі текст читається в драматичному стилі, на другому все відбувається більш природно. При бажанні студенти можуть заплющити очі. Тексти зараз непотрібні, вони відкладаються набік, а учасники заняття уявляють себе в країні, мову якої вивчають. Так завершується мовне заняття. «Іноземний фільм», мабуть, буде переглянуто ще перед сном. Під час нічного сну активізується робота підсвідомості, в результаті чого довготривала пам'ять автоматично інкорпорує переглянутий матеріал. Проте не слід зловживати концертами Лозанова. Навіть найзавзятіші прихильники цього методу радять застосовувати дану техніку не частіше ніж тричі на тиждень.

Висновки

Отже, ідеї та метод Лозанова, застосовані як загальнопедагогічна та психотерапевтична база навчання, уможливлюють інтенсифікацію навчання іноземної мови. Насьогодні учень/студент має поступово вчитися думати, розмірковувати самостійно; творчо та продуктивно оперувати набутими знаннями, вільно орієнтуватися в інформаційному потоці, займати активну позицію в житті. Так виховується сучасна розвинена особистість.

Список літератури

1.Драйден Г., Вос Дж. Революція в навчанні. – Львів:Літопис, 2005. – 542 с.

2.Лозанов Г. К. Сугестопедия при обучении иностранным языкам // Методы интенсивного обучения иностранным языкам. Вып. 1. − М., 1973. – С. 9−17.

3.Лозанов Г. К. Сущность, история и экспериментальные перспективы сугестопедической системы при обучении иностранным языкам.// Методыинтенсивногообученияиностраннымязыкам. Вып. 3. – М., 1977. – С. 7−16.

4.Lozanov G., Gateva E. The Foreign Language Teacher's Suggestopedic Manual. – New York, Gordon and Breach, 1988. – 254 p.

УДК 37.013.74:656.7.022

М.Є. Ломакіна
(Кіровоградська льотна академія Національного авіаційного університету, Україна, м. Кіровоград)

ПОРІВНЯЛЬНИЙ АНАЛІЗ ПІДГОТОВКИ МАЙБУТНІХ АВІАДИСПЕТЧЕРІВ З АВІАЦІЙНОЇ АНГЛІЙСЬКОЇ МОВИ

Розглянуто результати порівняльного аналізу підготовки майбутніх авіадиспетчерів в Україні та Російській Федерації. Виявлено подібне та відмінне стосовно підготовки майбутніх авіадиспетчерів з авіаційної англійської мови.

Аналіз статистичних даних виникнення авіаційних подій (АП) при взаємодії екіпажу та авіадиспетчерів показав основні причини АП, серед яких - порушення технології роботи авіадиспетчера. Вирішення цієї проблеми розглядається у руслі професійної підготовки. Це зумовлює інтерес до вивчення наявного в інших країнах досвіду професійної підготовки майбутніх авіадиспетчерів, а саме російського досвіду професійної підготовки таких фахівців.

Аналіз сучасної підготовки майбутніх авіадиспетчерів в Україні підтвердив, що все ще зберігається парадигма підготовки бакалавра, професійний рівень якого визначається системою набутих професійних знань, умінь, навичок, що забезпечують цілеспрямовану педагогічну діяльність в стандартних умовах, без урахування необхідності здійснювати міжпредметну інтеграцію.

У рамках порівняльного аналізу встановлено, що при підготовці майбутніх авіадиспетчерів в Російській Федерації (РФ) використовується інтегративний підхід до навчання, існує тісний взаємозв'язок між тренажерною та теоретичною підготовкою, скоординовано діяльність викладачів професійно-орієнтованих дисциплін. Такий позитивний дослід професійної підготовки бажано перенести на вітчизняну площину.

Досвід РФ є корисним для вітчизняної практики авіаційної освіти з огляду на такі обставини: по-перше, Україна, як і РФ є неангломовною державою, що визначає особливості мовної підготовки. По-друге, РФ також є членом міжнародної організації цивільної авіації ІСАО, яка регламентує вимоги до авіаційної англійської мови (ААМ). По-третє, російська система управління повітряним рухом (УПР) вдосконалюється згідно з вимогами міжнародних авіаційних організацій, що призводить до реформування в галузі авіаційної професійної вищої освіти, при цьому постійно акумулюється передовий досвід в сфері освіти, пристосовуючи його до потреб свого суспільства. Професійна підготовка майбутніх авіадиспетчерів у РФ характеризується впровадженням різних організаційних форм і методів, які заслуговують на увагу з огляду на необхідність вдосконалення авіаційної підготовки вітчизняних фахівців.

Як відомо, майбутніх авіадиспетчерів в Україні готують в Кіровоградській льотній академії Національного авіаційного університету (КЛА НАУ) и

Національному авіаційному університеті (НАУ).

В навчальних закладах України існують кафедри з підготовки авіаційній англійській мові. Але вони мають різні назви. В КЛА НАУ існує кафедра-центр інтенсивного вивчення іноземних мов. В НАУ є кафедра авіаційної англійської мови. Кафедра авіаційної англійської мови НАУ створена у відповідь на підвищення міжнародних та національних вимог до мовної підготовки майбутніх фахівців з аеронавігації, зокрема майбутніх фахівців з УПР. Адже за рекомендаціями ІКАО, авіаційні диспетчери повинні вміти вести радіообмін англійською мовою та вміти при необхідності застосовувати у професійній діяльності загальну англійську мову на високому рівні [4]. Навчання в НАУ передбачає:

- оволодіння фразеологією англійською мовою, яка застосовується при веденні радіотелефонного зв'язку «ЗЕМЛЯ – ПОВІТРЯ»;
- оволодіння технічною професійно-орієнтованою англійською мовою майбутніх фахівців інженерного напрямку;
- оволодіння загальною авіаційною англійською мовою відповідно до нових вимог ІКАО [4].

В КЛА НАУ для майбутніх авіадиспетчерів викладають:

- загальну англійську мову;
- авіаційну англійську мову;
- професійно-орієнтовану англійську мову [2].

Науковою лабораторією при кафедрах іноземних мов та інформаційних технологій Кіровоградської льотної академії Національного авіаційного університету розроблено деякі компоненти «Автоматизованої системи англомовної підготовки пілотів і диспетчерів», навчальні і тестові програми з ААМ, які більш направлено для підготовки та підвищення кваліфікації пілотів та мають тестовий характер.

Майбутніх авіадиспетчерів в РФ готують в Санкт-Петербурзькому державному університеті Цивільної Авіації (ЦА), в Московському державному технічному університет ЦА та в Ульяновському вищому авіаційному училищі ЦА. Так, в Санкт-Петербурзькому державному університеті ЦА кафедра має назву мовної підготовки. В Московському державному технічному університет ЦА вона називається кафедра спеціальної мовної підготовки. Там також є кафедра іноземних мов. В Ульяновському вищому авіаційному училищі ЦА (УВАУ ЦА) кафедра має назву кафедра іноземних мов.

На кафедрі іноземних мов УВАУ ЦА викладаються наступні дисципліни:

- англійська мова;
- розмовна англійська мова;
- бізнес-курс англійської мови;
- авіаційна англійська мова;
- фразеологія радіообміну англійською мовою при управлінні повітряним рухом;
- фразеологія радіообміну англійською мовою при виконанні міжнародних польотів [8].

Кафедра мовної підготовки Санкт-Петербурзького державного університету ЦА є основним навчально-науковим підрозділом Університету,

що здійснює організацію та проведення навчальної та методичної роботи з вивчення іноземних мов - загальнорозмовного та професійно-орієнтованого профілю. На кафедрі викладаються:

- загальна англійська мова. Даний курс є обов'язковим і основоположним для студентів всіх спеціалізацій.
- авіаційна англійська мова;
- фразеологія радіообміну англійською мовою при УПР [7].

На кафедрі спеціальної мовної підготовки Московського державного технічного університету ЦА проходить мовна підготовка майбутніх авіадиспетчерів з:

- загальної англійської мови;
- авіаційної англійської мови;
- фразеології радіообміну англійською мовою [3].

Навчальні заклади РФ використовують комплекс технічних засобів навчання AIR ENGLISH (компанія НИТА) призначений для підготовки студентів за загальною та авіаційною ААМ, а також тренування навичок ведення радіообміну англійською мовою з урахуванням регіональних особливостей, вимов та лексики в залежності від національної приналежності мовця.

Відмінною рисою підготовки авіадиспетчерів РФ при навчанні ААМ є проведення спільного тренінгу майбутніх пілотів і майбутніх авіадиспетчерів із застосуванням фразеології радіообміну англійською мовою.

Також проводиться корекційно-педагогічна робота зі студентами після проходження тренінгу. На заняттях з англійської мови викладачами кафедри усуваються недоліки, які виявлено при виконанні вправ на тренажері.

Контроль в професійній підготовці розглядаємо як: нагляд, спостереження і перевірку успішності результатів навчання; виявлення, вимірювання і оцінку навчально-пізнавальної діяльності курсантів; виявлення рівня засвоєння знань, який повинен відповідати міжнародним та вітчизняним авіаційним стандартам з певної програми, певної професійної дисципліни. Також це поняття включає корекційну роботу з курсантами, що передбачає організацію зворотнього зв'язку. Як відомо, поняття зворотного зв'язку є одним із головних в навчанні. І.О.Зимня [1] зазначає, що зворотний зв'язок передбачає основні три ланки: модель бажаного результату дії; процес порівняння цієї моделі та реальної дії; прийняття рішення щодо продовження або корекцію дії.

Досвід російської корекційно-педагогічної роботи зі студентами після проходження тренажерних вправ бажано перенести в підготовку майбутніх авіадиспетчерів в Україні. При цьому під корекцією навчальної діяльності майбутніх авіадиспетчерів з ААМ будемо розуміти процес, націлений на вдосконалення здобутих знань, навичок та умінь з ААМ, а також на розвиток здібностей курсантів, необхідних для їх застосування у професійних ситуаціях.

Організація зворотного зв'язку може бути реалізована за допомогою комп'ютерної підтримки. В інформаційно-навчальному середовищі можна організовувати такі види зовнішнього зворотного зв'язку [9]: програмно-суб'єктний та суб'єкт-суб'єктний.

Проведено порівняльний аналіз вимог та змісту фразеології радіообміну на англійській мові в РФ та Україні. Встановлено, що і в Україні, і в РФ авіадиспетчери повинні мати четвертий рівень володіння англійською мовою за шкалою ІСАО. Визначено, що змістовне наповнення фразеології радіообміну дещо різниться. Наприклад, англійська фраза: "In the vicinity" згідно українських нормативних авіаційних документів перекладається як: "В районе", а згідно російських авіаційних правил перекладається як: "В окрестности". При проведені порівняння використовувалися такі нормативні авіаційні документи як: «Правила ведення радіотелефонного зв'язку та фразеологія радіообміну в повітряному просторі України» та Федеральні авіаційні правила «Порядок осуществления радиосвязи в воздушном пространстве Российской Федерации» [5,6].

Висновки. Таким чином, можна зробити висновок що, і в Україні, і в РФ існують однакові вимоги до рівня володіння ААМ. Дещо різняться назви кафедр, назви дисциплін. Однакові стандартні англійські фрази в декількох випадках (районне диспетчерське обслуговування, диспетчерське обслуговування підходу і т.д.) перекладаються на російську мову в Україні та РФ по-різному. При підготовці російських авіадиспетчерів використовуються комп'ютерні засоби, при цьому програмне забезпечення стандартне у всіх навчальних закладах РФ. Дуже важливим моментом є наявність корекційно-педагогічної роботи при підготовці майбутніх авіадиспетчерів. Цей аспект контролю навчання повинен бути враховано при підготовці вітчизняних фахівців.

Список літератури

1. Зимняя И.А. Психология обучения иностранным языкам в школе / И.А. Зимняя. – М.: Просвещение, 1991. – 220 с.
2. Кіровоградська льотна академія Національного авіаційного університету [Електронний ресурс]. - Режим доступу: http://www.glau.kr.ua/
3. Московский государственный технический университет гражданской авиации [Электронный ресурс]. – Режим доступа: http://www.mstuca.ru/
4. Національний авіаційний університет [Електронний ресурс]. – Режим доступу:http://avia.nau.edu.ua
5. Порядок осуществления радиосвязи в воздушном пространстве Российской Федерации [Электронный ресурс]. – Режим доступа: http://www.favt.ru/
6. Правила ведення радіотелефонного зв'язку та фразеологія радіообміну в повітряному просторі України [Електронний ресурс]. – Режим доступу: http://uksatse.ua/
7. Санкт-Петербургский государственный университет ГА: [Электронный ресурс]. – Режим доступа: http://www.academiaga.ru
8. Ульяновское высшее авиационное училище гражданской авиации (институт) [Электронный ресурс]. – Режим доступа: http://www.uvauga.ru/
9. Чекаль Г.С. Зворотний зв'язок як засіб управління навчально-пізнавальною діяльністю студентів у комп'ютерних вправах з іноземних мов / Г.С. Чекаль, Т.І. Коваль // Іноземні мови. – 2005. – № 3. – С. 48–52.

УДК 629.735.05:621.396.962 (043.2)

А.О.Юрчук, аспірантка, В.М.Шутко, д.т.н., проф.,
В.В. Конін, д.т.н., проф., О.О.Колганова, к.т.н., докторантка
(Національний авіаційний університет, Україна, м. Київ)

МЕТОД ПОКРАЩЕНОГО ВИЯВЛЕННЯ СУПУТНИКОВИХ СИГНАЛІВ, ЯКИЙ БАЗУЄТЬСЯ НА ОСНОВІ МОДИФІКАЦІЇ ОПЕРАТОРА ЗГОРТКИ

Запропоновано метод покращеного виявлення супутникових сигналів, який базується на основі модифікації оператора згортки за допомогою поліноміальної апроксимації з аналітичним зв'язком. Побудовані характеристики виявлення меандрового сигналу класичним та запропонованим методами.

Важливу роль у вирішенні завдань сучасної радіолокації відіграють питання виявлення сигналів та характеристики виявлення. Виявленням називається процес прийняття рішення щодо наявності сигналу з допустимою ймовірністю помилкового рішення. В задачах числової обробки даних, що містять випадкові складові, часто необхідно оцінити тренди меандрових послідовностей, між якими існує деякий аналітичний зв`язок.

В реальній ситуації в амплітуді, частоті та фазі отриманого меандрового сигналу присутні природні завади, які залежать від стабільності передавача, моделі супутника, відстані до нього, погодних умов та іншого [1, 2]. Тому розглянемо узагальнену модель меандрового сигналу [3]:

$$s(t-t_0) = Ad(t-t_0)Cos[\omega_0(t-t_0)+\varphi(t)]+\gamma(t), \qquad (1)$$

де A – амплітуда сигналу, $\omega_0 = 2\pi f_0$ – кругова несуча частота, f_0 – несуча частота, $\varphi(t)$ – фаза сигналу, t_0 – початок відліку, $d(t)$ – меандрова ПВП далекомірного коду, $\gamma(t)$ - незалежні відліки нормального шуму з нульовими середніми та одиничними СКВ.

При розробці завадостійкого методу виявлення меандрових сигналів на фоні широкого спектру природних завад та наявності ефекту багатопроменевості використовується фізична закономірність – в разі відсутності завад сигнал представляє собою меандр.

Отже часова послідовність процесу (1) представлена відліками:

$$g(t) = \{g(0), g(1),..., g(N-1)\}.$$

Ці відліки в подальшому обробляються дискретною згорткою.

Розглянемо спостереження меандрового сигналу без присутності шумів:

$$s(t-t_0) = Ad(t-t_0)Cos[\omega_0(t-t_0)+\varphi(t)]. \qquad (2)$$

Помітимо, що при перемноженні вектора-стовпця, який складається з відліків $g(t)$, на кодову послідовність Galileo одержуємо відліки підінтегральної функції $y(t)$ із постійною амплітудою. Значення цієї амплітуди залежить від амплітуди A, але важливо, що: $y(t) = const1 \quad t = \overline{0, N-1}$.

Очевидно, що накопичення цих відліків відбувається за лінійними законами. При поступовому додаванні відліків $y(t)$ одержуємо відліки первісної функції $h(t)$, значення якої в точці $t = N-1$ дорівнює амплітуді згортки сигналу в своєму максимумі. Тоді незмінними є співвідношення [4]:

$$c(t) = \frac{h(t)}{y(t)} = t+1, \quad t = \overline{0, N-1} \tag{3}$$

Далі для узагальненої моделі меандрового сигналу (1) побудуємо метод поліноміального згладжування послідовностей $h(t)$ та $y(t)$ з накладанням умов зв'язку (3). Помітимо, що хоча відліки нормального шуму $\gamma(t)$ є незалежними, шумові складові послідовності $h(t)$ будуть корельованими. Поліноміальне оцінювання спочатку побудуємо для двох послідовностей без урахування кореляційних властивостей шумових складових $h(t)$, а потім за допомогою узагальненого методу найменших квадратів (УМНК) їх врахуємо.

Взаємна кореляція між відліками $y(t)$ і $h(t)$ швидко спадає до нуля, тому в даному методі вона не враховується. В реальній ситуації кореляційні властивості корисного випадкового сигналу врахувати неможливо через відсутність достатньої апріорної інформації, а кореляційну матрицю для фонових шумів завжди можна оцінити чисельно.

Складемо наступний функціонал:

$$\Phi_R = \sum_{t=0}^{N-1} \{h(t) - S_h(t)\}^2 + \sum_{t=0}^{N-1} \{y(t) - S_y(t)\}^2 + \lambda \sum_{t=0}^{N-1} \{S_h(t)] - (t+1) S_y(t)\}^2, \tag{4}$$

де: $S_h(t) = ZA_h$ та $S_y(t) = PA_y$ - кубічні поліноми, які апроксимують відліки первісної $h(t)$ та підінтегральної $y(t)$ функцій; Z, P - матриці планування (в загальному випадку вони можуть бути неоднаковими внаслідок різного розташування коефіцієнтів) для поліномів S_h, S_y; $A_h = \{a_{hl}\}_{l=1}^4$, $A_y = \{a_{yl}\}_{l=1}^4$ - вектори оцінюваних параметрів (коефіцієнти кубічних поліномів).

Мінімізуємо функціонал і запишемо його в матричному вигляді:

$$\begin{aligned} \Phi_R &= (H - ZA_h)^T (H - ZA_h) + \\ &+ (Y - PA_y)^T (Y - PA_y) + \\ &+ \lambda (ZA_h - \widetilde{P} A_y)^T (ZA_h - \widetilde{P} A_y), \end{aligned}$$

λ має зміст ваги (в даному прикладі $\lambda = 1$),

де: матриця

$$\widetilde{P} = \begin{bmatrix} -1p_{11} & -1p_{12} & \dots & -1p_{1s} \\ -2p_{21} & -2p_{22} & \dots & -2p_{2s} \\ \cdot & \cdot & \cdot & \\ -Np_{N,1} & -Np_{N,2} & \dots & -Np_{N,s} \end{bmatrix}. \tag{5}$$

Позначимо: $R = \begin{bmatrix} H \\ Y \\ D \end{bmatrix}$, $H = [h(0), h(1),..., h(N-1)]^T$, $Y = [y(0), y(1),..., y(N-1)]^T$ - вектори, які складаються з відліків первісної та підінтегральної функцій; $D = [0,0,..., 0]^T$, розмірності $(N*1)$;

$A = \begin{bmatrix} A_h \\ A_y \end{bmatrix}$, $A_h = [a_{h1}, a_{h2},..., a_{hs}]^T$, $A_y = [a_{y1}, a_{y2},..., a_{ys}]^T$ - вектори коефіцієнтів поліномів.

Далі позначимо:

$W = \begin{bmatrix} Z & O \\ O & P \\ Z & \widetilde{P} \end{bmatrix}$, Z, P - матриці планування поліному, стовпцями яких є функції форми поліному ${}^m z(t)$, ${}^m p(t)$, $m = 1 \div 4$; O - нульова матриця, розмірності $N * r$; $\widetilde{P}$ - матриця (5). Розмірність матриці W - $(3N * 8)$.

Тоді вимоги МНК: $(R - WA)^T (R - WA) = \min$,

Далі класичний розв'язок: $A = (W^T W)^{-1} W^T R$, а з урахуванням кореляції розв'язки узагальненого МНК: $\widetilde{A} = (W^T \widetilde{M} W)^{-1} W^T \widetilde{M} R$, де:

$\widetilde{M} = \begin{bmatrix} M^{-1} & O & O \\ O & E & O \\ O & O & E \end{bmatrix}$, M^{-1} - матриця, зворотна до кореляційної матриці шумових складових $h(t)$; E - одинична матриця, O - нульова матриця, розмірностей $(N * N)$.

Знаходимо $\widetilde{S}_h = Z\widetilde{A}_h$, $\widetilde{S}_y = P\widetilde{A}_y$ - кубічні поліноми, які побудовані вже з урахуванням аналітичних зв'язків (4).

Ці оцінки одержані шляхом поліноміального вирівнювання часових послідовностей $h(t)$ і $y(t)$ з виконанням умов (3), що відповідають моделі меандрового сигналу (2). Зазначимо, що вирівнюючи послідовності корисних сигналів, спотворених завадами, ми також "вирівнюємо" послідовності шумових складових в разі відсутності корисної інформації.

Для визначення ймовірності правильного виявлення сигналу та побудови характеристик виявлення потрібно задати фіксоване значення ймовірності хибної тривоги, приймемо це значення $F_{хт} = 10^{-3}$. Тобто програмно підбираємо число, щоб виконувалась умова наявності як мінімум 30 виявлень з 30000. Вичислюємо поріг, тобто таке значення вище якого сигнал є, а менше якого – немає.

Побудуємо характеристики запропонованого методу та класичного методу, одержані за допомогою комп'ютерного моделювання.

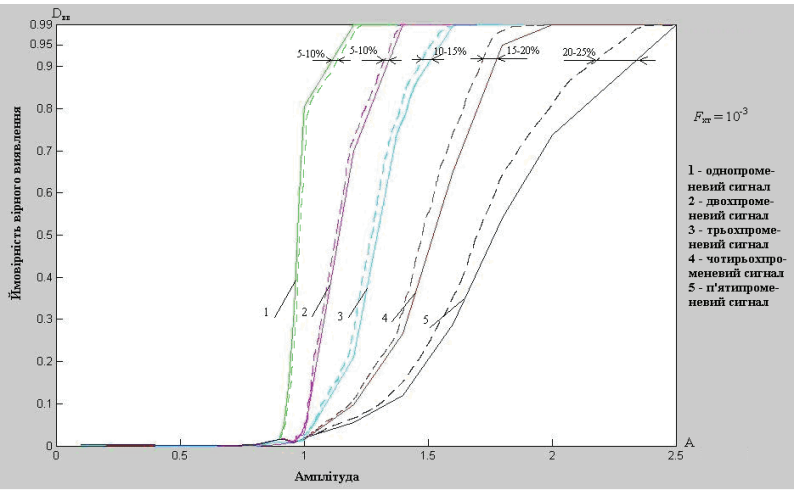


Рис. 1. Характеристики виявлення меандрових сигналів на основі: запропонованого (пунктирні лінії) та класичного (суцільні лінії) методів.

Висновки

Таким чином, розроблений метод являється конкурентоспроможним по відношенню до класичного методу виявлення супутникових сигналів супутникових радіонавігаційних систем в складній завадовій ситуації. В даній роботі вирішується науково-технічна задача – розробка методу поліноміальної апроксимації з аналітичними зв'язками, яка дозволяє підвищити ймовірність вірного виявлення супутникових сигналів та співвідношення сигнал/шум в умовах багатопроменевого розповсюдження сигналів на 5 - 25%.

Список літератури

1. *Ярлыков М. С.* Меандровые радиосигналы (ВОС–сигналы) в спутниковых радионавигационных системах нового поколения / *М. С. Ярлыков* // Новости навигации. – 2007. – № 3. – С.10–23.

2. *Вейцель А. В.* Новый класс меандровых шумоподобных радиосигналов для радионавигационных систем / *А. В. Вейцель* // Электроника, радиотехника и связь. – 2009. – Т.16, №7. – С.43–48.

3. *Ярлыков М. С.* Характеристики меандровых сигналов (ВОС–сигналов) в спутниковых радионавигационных системах нового поколения / *М. С. Ярлыков* // Радиотехника. – 2008. – № 8. – С.61–75.

4. *Касьянов В. О.* Сплайн-апроксимація аналітично зв'язаних часових послідовностей/ *В. О. Касьянов, В. М. Шутко, І. В. Шелевицький* // Вісник НАУ. – 2001. – № 4(11). – С. 117–120.

УДК 629.735.051 (043.2)

С.В. Павлова, д.т.н., проф.,
Е.Ю. Грабовская, аспирант
(Национальный авиационный университет, Украина, г. Киев)

СЛОЖНОСТИ ПРОСТРАНСТВЕННОЙ ОРИЕНТИРОВКИ ПИЛОТА ВО ВРЕМЯ ПОЛЕТА В КРИТИЧЕСКИХ УСЛОВИЯХ

Описаны типы индикации авиагоризонта. Рассмотрены этапы обработки информации пилотом во время пилотирования. Определены основные иллюзии пространственной ориентировки пилота во время полета в сложных или критических условиях полета. Предложено решение проблемы пространственной ориентировки путем использования принципов персональной адаптации.

Успешное пилотирование самолета зависит, от того насколько быстро и правильно пилот ориентируется в пространстве в течение всего полета. В свою очередь пространственная ориентировка – это знание пилота о положении и перемещении самолета в пространстве относительно вектора сил тяжести и окружающих предметов. Пространственное положение самолета характеризуется при помощи трех осей, проходящих через центр его тяжести: продольной, нормальной и поперечной. При вращении самолета вокруг поперечной оси продольная ось образует с плоскостью горизонта угол тангажа. Угол, образованный поперечной осью и плоскостью горизонта – угол крена [1].

Самолет, на который воздействует пилот, является сложным объектом управления, имеющий множество состояний. Совокупность информации о состоянии и положении воздушного судна (ВС) индицируется с помощью систем отображения информации (СОИ), что помогает пилоту в создании образа полета и отображения процесса управления в сознании пилота [2].

Для обеспечения пилота информацией о положении самолета в пространстве используются пилотажно-навигационные приборы (авиагоризонт, вариометр, высотомер, указатели скорости и курса).

Авиагоризонт – прибор, который предназначен для отображения углов крена и тангажа. Он является основным прибором определения положения ВС относительно поверхности Земли, то есть прибором, осуществляющим пространственную ориентировку пилота. В современной авиации используются два основных типа индикации авиагоризонтов: «обратная» индикация по углу крена, «прямая» индикация по углу крена.

В авиагоризонте с «обратной» индикацией по углу крена подвижным, по отношению к пилоту, является силуэт ВС, а неподвижным – линия искусственного горизонта, разделяющая фоновое изображение неба-земли.

Авиагоризонт с «прямой» индикацией по углу крена в качестве подвижной части имеет фоновое изображение, разделенное линией искусственного горизонта, а силуэт ВС является неподвижным [3].

Информация от каждого из типов авиагоризонта требует мыслительных преобразований, поэтому ни один из них не дает абсолютно надежного

определения пространственного положения самолета в сложных и критических условиях полета.

Не смотря на различные способы отображения одной и той же информации, проблема пространственной ориентировки не раскрыта полностью, поскольку количество аварий и катастроф по причине пространственной ориентировке не уменьшается.

Для решения проблемы пространственной ориентировки – оптимизации отображения информации необходимо более подробно изучить поведение пилота во время полета, как в нормальных условиях полета, так и в сложных.

Обработку информации, поступающей от СОИ к пилоту можно разделить на этапы: прием, переработка информации, прием решения и его выполнение.

Прием информации осуществляется путем поступления сигналов изменения параметров полета пилоту в закодированном виде (символический или цифровой). Для обнаружения сигналов используются специальные сигнальные устройства, привлекающие внимание пилота к значимым изменениям параметров полета.

Переработка информации включает в себя опознание и оценку ситуации. В свою очередь, опознание происходит на основании принятых сигналов об изменении параметров, у пилота складывается целостное представления о состоянии ВС, о степени соответствия реального состояния заданному. Переработка информации, как этап обработки информации, значительно меньше выражена внешне в деятельности пилота, что мешает истинной оценке ее роли.

В нормальных условиях полета переработка информации мгновенна, но в сложных и критических ситуациях происходит задержка, связанная с неопределенностью восприятия пилотом сигналов или неполнотой информации. В таком случае, пилот составляет из отдельных незначительных признаков образ полета – психическую регуляцию действий в специфических условиях среды.

Принятие решения – процесс, который во многом определяет конечный исход полета. Принятие решения происходит в случае невозможности осуществить предписанный инструкцией порядок действий.

После принятия решения следует его выполнение. Это двигательные операции или же их отсутствие. Выполнению решения в авиации определяется большое значение, обычно это осуществляется с помощью подготовки пилотов на тренажерах при работе с органами управления.

В нормальных условиях полета все рассмотренные этапы могут проходить одновременно и являются единым процессом сенсомоторной координации. В сложных и критических условиях, в частности аварийной ситуации, переработка информации занимает большую часть времени, затрачиваемого пилотом на весь комплекс необходимых действий и следовательно возрастающее значение и требования к информации поступающей от СОИ к пилоту.

Пространственная ориентировка зависит от взаимодействия двух компонентов: реакции пилота на физические раздражители, возникающие в

полете (линейные и угловые ускорения, искажение визуальных объектов внешней среды) и организации рабочего места (информационной модели).

Восприятие пилотом окружающей среды осуществляется с помощью анализаторов: вестибулярного, зрительного, проприоцептивного, интероцептивного и тактильного. В сложных условиях полета может искажаться информация, которая принимается анализаторами, вследствие чего у пилота могут возникать иллюзии пространственного положения. Частыми иллюзиями пространственного положения в полете являются вестибулярные, зрительные и смешанные. Основные зрительные иллюзии возникают при полете с плохой видимостью (ночной полет, полет над облаками). Также к зрительным иллюзиям относится аутокинетическая иллюзия, когда неподвижный источник света кажется перемещающимся.

К вестибулярным иллюзиям относятся: иллюзии перевернутого полета, иллюзии кабрирования, иллюзии крена, иллюзии прямолинейного полета.

Большое количество иллюзий возникает при приборном пилотировании, в случае, когда летчик на протяжении некоторого времени не контролирует приборы пространственного положения. Если во время отвлечения пилота от приборов, параметры полета медленно изменяются, пилот может не ощутить изменений, вследствие чего возникнет иллюзия пространственного положения (ложное вестибулярное ощущение, вызванное инертностью вестибулярного аппарата).

Поскольку иллюзии пространственного положения возникают у пилота из-за неприспособленности человеческого организма к особым условиям полета, то их исключение практически невозможно. Поэтому необходимо совершенствовать пилотажно-навигационные приборы с учетом возможности возникновения у пилота выше описанных иллюзий пространственного положения. Для этого необходимо исследовать причины затруднений управления ВС при потере пространственной ориентировки.

Причинами полной потери пространственной ориентировки пилотов считаются:

- недостаточная наглядность приборных интерфейсов для быстрой ориентировки в пространстве;
- нерациональное размещение индикаторов приборов на приборной доске пилота;
- недостаточность информативности приборов, обеспечивающей внезапный переход от визуального полета к приборному;
- неудобное размещение рычагов управления, которое вынуждает пилота резко поворачивать голову, перекладывать ручку управления с одной руки в другую
- полет с одновременным использованием двух видов ориентировки [2].

Для пилота в полете основой пространственной ориентировки является направление силы тяжести. Поэтому иллюзии пространственной ориентировки возникают в тех случаях, когда направление действующей перегрузки ощущается пилотом, как и направление силы тяжести. Следует вывод, что ни один из типов авиагоризонтов не решает проблему пространственной ориентировки пилота во время полета в сложных или критических ситуациях полета.

Предотвратить перегрузку пилота в сложных или критических условиях полета можно с помощью использования принципов персональной адаптации [4].

Решением проблемы является компенсация воздействия возмущений на систему управления самолета. Оптимизация системы отображения информации служит эффективным средством повышения показателей деятельности, а также их стабильности в широком диапазоне изменения условий полета.

Основной целью при разработке системы пилот-самолет должен быть учет персональных качеств и возможностей пилота, вследствие чего должно осуществляется регулирование объема информации, способ ее отображения и уровень автоматизации функций.

Поэтому система пилот-самолет построенная на основе принципов взаимной адаптации, которая компенсирует воздействия возмущений в сложный или критических условиях полета сможет решить проблему пространственной ориентировки пилота.

Выводы

Пространственная ориентировка пилота во время полета зависит от двух основных компонентов: психофизиологического состояния пилота и адекватности отображения информации на пилотажно-навигационных приборах, основным из которых является авиагоризонт.

Совершенствовать систему пилот-самолет с помощью первого компонента практически невозможно, поскольку организм пилота неприспособлен к сложным или критическим условиям полета, вследствие которых у пилота могут возникать иллюзии пространственного положения.

Поэтому необходимо совершенствовать пилотажно-навигационные приборы и их СОИ с учетом качеств и психофизиологического состояния пилота в нормальных и сложных условиях полета с помощью использования принципов персональной адаптации.

Список литературы

1. *Доброленский Ю.П., Завалова Н.Д., Пономаренко В.А., Туваев В.А.* Методы инженерно-психологических исследований в авиации. –М.:Машиностроение.-1975.-280 с.

2. *Завалова Н.Д., Ломов Б.Ф., Пономаренко В.А.* Образ в системе психической регуляции деятельности. – М.: Наука. -1986.-172 с.

3. *Григорьев И.И.* Пространственная ориентировка пилота в полете с позиции здорового смысла // Вестник МНАПЧАК.-2006.-№3 (22).-С. 16-30.

4. *Венда В.Ф.* Системы гибридного интеллекта: Эволюция, психология, информатика. – М. Машиностроение, 1990. – 448 с.

УДК 681.7.08: 655.71 (043.2)

В.М. Краснов к.т.н., доц., М.Е. Кіреєв, магістр, Д.В. Смолич, магістр
(Національний авіаційний університет, Україна, м. Київ)

ПРИЛАД ДЛЯ ВИМІРЮВАННЯ ШОРСТКОСТІ НОВОЗБУДОВАНИХ ЗЛІТНО-ПОСАДКОВИХ СМУГ

Розглянуто тріангуляційний метод вимірювання шорсткості. Описано методику проведення вимірювання, обробки та візуалізації отриманої інформації розробленим приладом

Важливість вимірювання шорсткості ЗПС обумовлена її зв'язком з коефіцієнтом зчеплення, тобто гальмівних здатностей літака. Крім цього аспекту, що відноситься до безпеки, результатом поганих характеристик зчеплення може бути значне зниження регулярності та ефективності польотів. Необхідно, щоб поверхня ЗПС із штучним покриттям була побудована так, щоб на мокрій ЗПС забезпечувалися хороші характеристики зчеплення. Коефіцієнт зчеплення між пневматиком і ЗПС залежить від ряду факторів, таких як швидкість, текстура поверхні, тип забруднення ЗПС, товщина шару забруднення, склад гуми пневматика, конструкція пневматика, рисунок протектора пневматика, температура поверхні протектора, знос пневматика, тиск пневматика, ефективність системи гальмування, гальмівний момент, коефіцієнт проковзування колеса і пори року. Параметром, який в найбільш значній мірі визначає величину зчеплення що досягається з мокрою поверхнею і співвідношення зчеплення/швидкість, є мікро-/макротекстура поверхні.

Рекомендується, щоб середня глибина макротекстури нової поверхні була не менше 1 мм. Для визначення середньої глибини макротекстури слід проводити репрезентативні проби по всі поверхні. На даний момент в Україні широко застосованими методами вимірювання глибини макротекстури поверхні є методи заливки мастильним матеріалом та засипання піском. Застосування вищезгаданих методів не є оперативним, вимагає видалення нанесеного матеріалу та не дає можливості контролювати якість нанесення поглиблень (боріздок) при будівництві.

Розроблений нами прилад працює на основі методу лазерної тріангуляції, і дозволяє вимірювати глибину нанесених поглиблень безконтактно.

Тріангуляційних метод контролю заснований на розрахунку шуканої відстані через співвідношення трикутника з використанням відомих параметрів системи. Він дозволяє вимірювати як відносну зміну відстані від датчика до контрольованого об'єкту, так і абсолютну його величину. Відстань може мати масштаб від декількох мікрометрів до сотень і тисяч метрів (при геодезичних застосуваннях) [1].

Тріангуляційну схему (рис. 1) умовно можна розділити на три частини: випромінювальний (або освітлювальний) канал, контрольована поверхня, приймальний канал [2].

Перша частина схеми – випромінювальний канал, який складається з джерела випромінювання та об'єктиву, який формує зондуючий пучок на контрольованій поверхні. В якості джерела випромінювання, як правило, використовується лазерний діод.Об'єктив складається з однієї або декількох оптичних лінз. Відносне положення об'єктива і лазерного діода визначає параметри випромінювального каналу. Щоб налаштувати лазерний модуль необхідно виставити перетяжку в центр діапазону вимірювання і відцентрувати зондуючий пучок.

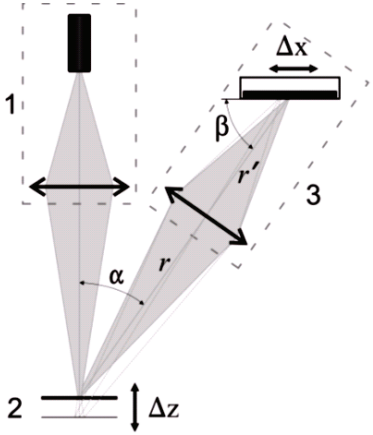


Рис. 1.Принципова схема тріангуляційного вимірювача: 1–випромінювальний канал , 2 – контрольована поверхня, 3 – приймальний канал

Друга невід'ємна частина тріангуляційної вимірювальної схеми - це контрольована поверхня. Кожна поверхня має властивість відбивати або розсіювати падаюче випромінювання. Розсіяне поверхнею контрольованого об'єкта випромінювання використовується в тріангуляції як фізична основа для отримання інформації про відстань до цієї поверхні.

Третя частина схеми тріангуляційного вимірювача - приймальний канал, який складається з проецюючого об'єктива і фотоприймача. Проецюючий об'єктив формує зображення зондуючої плями в площині фотоприймача. Чим більше діаметр D об'єктива, тим вище його світлосила. Інакше кажучи, тим інтенсивніше і якісніше будується зображення плями.

Схема тріангуляційного вимірювача (див. рис. 1) працює таким чином: Випромінювальний канал 1 формує зображення світлової плями на контрольованій поверхні 2. Далі розсіяне контрольованою поверхнею світло попадає в приймальний канал 3. Таким чином, в площині фотоприймача створюється зображення освітленої ділянки контрольованої поверхні (світлова пляма). При зсуві контрольованої поверхні на величину ΔZ світлова пляма в площині фотоприймача зміщується на величину ΔX. Залежність зміщення контрольованої поверхні ΔZ від зсуву світлової плями в площині фотоприймача ΔX, має такий вигляд:

$$\Delta Z = r' \cdot \frac{\sin\varphi}{\sin(\alpha - \varphi)},$$

де $\varphi = arctg(A \cdot \Delta X/(1 + B \cdot \Delta X))$, $A = \sin\beta/r'$, $B = -\cos\beta/r'$

r –відстань від контрольованої поверхні 2 до проецюючого об'єктиву приймаючого каналу; r' –відстань від проецюючого об'єктиву до фотоприймача.

Як показано на рис. 2, якщо в якості зондуючого пучка використовувати лазерну лінію, створену за допомогою циліндричної лінзи, то на фотоприймачі сформується лінія, що відповідає профілю контрольованої поверхні.

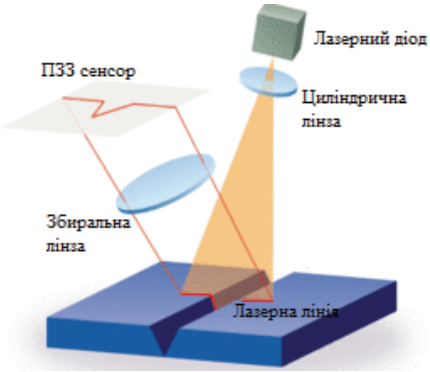


Рис. 2. Тріангуляційний вимірювач з лазерною лінією

В розробленій установці в якості випромінювального каналу використовується лазерний діод та циліндрична лінза. В результаті чого на поверхні ЗПС формується лазерний пучок у вигляді тонкої лінії. Приймальний канал являє собою цифрову фотокамеру SONYDSC-H55. Це полегшує задачу конструювання, так як проецюючий об'єктив та фотоприймач (ПЗЗ матриця) виконані в єдиному корпусі.

За допомогою лазерного випромінювача на фрагменті ЗПС утворюється лінія. Площина лазерного пучка є перпендикулярною до площини фрагменту ЗПС. Цифрова фотокамера розташована під строго заданим кутом α (див. рис. 1) до площини лазерного пучка. При фотографуванні фрагменту ЗПС на фотографії буде видно червону лінію, яка чітко описує профіль цього фрагменту. Фотографія має вигляд зображений на рис. 3.

Таким чином, вихідним сигналом з розробленого вимірювача є цифрове зображення, яке оброблюється в середовищі MatLab за допомогою стандартного пакету програмування ImageProcessingToolbox.

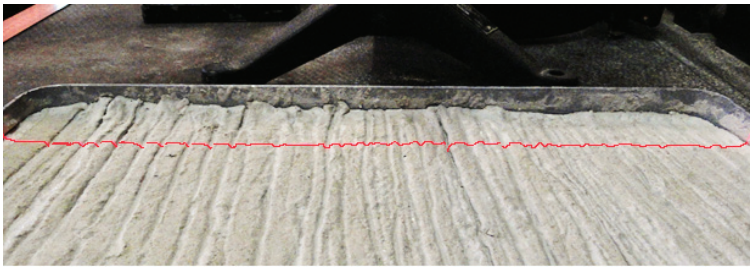


Рис. 3. Лазерна лінія на поверхні ЗПС

Після обробки отримаємо чисельні значення глибини боріздок та робимо висновки щодо їх геометричних параметрів.Геометричні параметри є похідними від характеристик текстури поверхні покриття ЗПС. Зокрема, середня глибина профілю (СГП) визначається як різниця між середнім арифметичним двох піків і середній рівень на 100 мм лінії сканування.

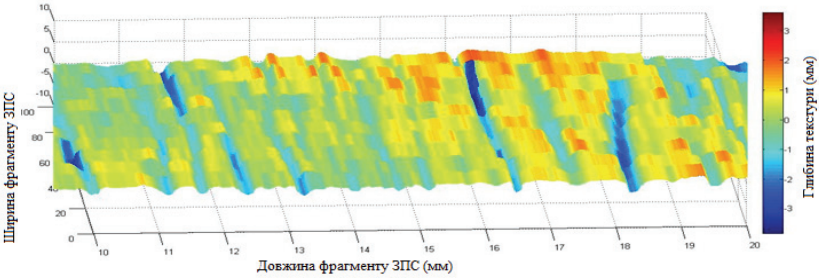


Рис. 4. Тривимірне зображення фрагменту ЗПС

Висновки

Розроблений прилад дозволяє будувати тривимірні зображення просканованих фрагментів ЗПС з подальшим їх аналізом аеропортовими службами та визначенням таких параметрів як: середня шорсткість, пікова висота поглиблення, глибина вирівнювання, середня глибина та ін.. Прилад був випробуваний в лабораторії на бетонному фрагменті ЗПС з розмірами 30 х 40 см, з нанесеними поглибленнями (боріздками) різної глибини (0.5 – 3 мм). Похибка визначення глибини профілю складає 0.09 мм.

Список літератури

1. PIARC World Road Association Report of the Committee on Surface Characteristics. Proceedingof XVIII World Road Congress; Brussels, Belgium. 13–19 September 1987.

2. *Guidi G., Russo M., Magrassi G., Bordoni M.* A performance evaluation of triangulation based range sensors. Sensors. 2010;10:7192–7215.

УДК 656.7.086 (043.2)

Е.В. Кожохина, ассистент,
А.С. Ковалева, студент, А.Ю. Власова, соискатель
(Национальный авиационный университет, Украина, г. Киев)

ЗАГРУЖЕННОСТЬ И ИНФОРМАЦИОННАЯ ПЕРЕГРУЗКА КАК ФАКТОРЫ, ВЛИЯЮЩИЕ НА НАДЕЖНОСТЬ ОПЕРАТОРА АНС

Рассмотрена надежность оператора АНС с позиции информационных нагрузок

Авиационные происшествия ежегодно уносят десятки, а порой и сотни жизней людей, приводят к утрате дорогостоящей авиационной техники и другим материальным потерям.

Аэронавигационные системы (АНС) требует применения повышенных запросов к операторам, которые непосредственно осуществляют радиолокационный или процедурный контроль над полетами воздушных судов. Это объясняется жесткими рамками к времени принятия решений и надежности операторов из-за высокой скорости процессов, происходящих в системе, и повышенный уровень опасности для жизни людей.

Информационная надежность оператора АНС характеризует правильность протекания информационных процессов в заданном интервале времени при заданных внешних условиях. Дефицит времени, перегрузка, высокий темп поступления информации, вызывая нервно-психическую напряженность, нарушают процессы информационного взаимодействия с системой управления и снижают ее надежность.

Процесс АНС характеризуется весьма сложным набором внешних аэронавигационных, метеорологических условий, правилами полета воздушных судов, технологией работы, инструкциями и другими ограничивающими или определяющими факторами. Если иметь в виду особенности работы оператора АНС как некоторого элемента эргатической системы, то процесс воздействий между диспетчером и другими элементами системы (экипажи ВС, диспетчеры смежных пунктов, индикатор воздушной обстановки и др.) является по природе своей случайным. Это значит, что в любой момент времени появление того или иного события из заданного их множества возможно лишь с определенной вероятностью. Изучение этих вероятностей и установление закономерностей изменения их во времени позволяют определенным образом описать поведение диспетчера некоторыми временными функциями. И хотя характер этих функций невозможно точно предвидеть, они подчинены стохастическим законам, позволяющим определять вероятности различных значений рассматриваемых величин.

Информационную надежность деятельности диспетчера можно определить через коэффициент его загруженности в течение заданного интервала времени. Следовательно, эффективность работы диспетчера можно оценить уровнем его загруженности [1].

Степень загруженности диспетчера определяется как отношение математического ожидания периода непрерывной занятости $T_{пз}$ к математическому ожиданию времени $T_{оп}$:

$$\Psi = \frac{E\left[T_{пз}\right]}{E\left[T_{оп}\right]} \qquad (1)$$

Длительность и качество работы операторов АНС измеряется объемом информационных сигналов. Поэтому, наряду с ошибками летного состава, одной из причин авиационных катастроф могут стать информационные факторы, которые в значительной мере влияют на принятие решений авиадиспетчеров.

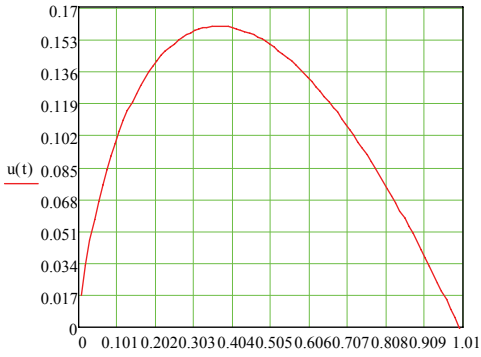
Информационная перегрузка - это понятие, которое описывает трудности понимания проблемы и принятия решений, причиной которых является избыток информации.

Суть информационной перегрузки состоит в том, что количество поступающей полезной информации превосходит объективные возможности ее восприятия человеком. Полезной называется та информация, которая необходима для решения задач, обеспечивающих жизнедеятельность личности или организации. Исследования показывают, что при большой информационной нагрузке оператор теряет возможность адекватно и достоверно оценивать ситуацию, что препятствует принятию рационального и правильного решения. Информационную перегрузку можно посчитать с помощью информационной энтропии Шеннона.

Информационная энтропия — мера неопределённости или непредсказуемости информации, неопределённость появления какого-либо информационного сигнала.

Информационная двоичная энтропия для независимых случайных событий x с n возможными состояниями (от 1 до n, p — функция вероятности) рассчитывается по формуле:

$$H(x) = -\sum_{i=1}^{n} p(i)\log_2 p(i)\,, \qquad (2)$$



$$u(t) := -t\cdot\log(t)$$

Рис. 1. Информационная энтропия при количестве информации равной одному информационному сигналу

Величина $\log_2 \frac{1}{p(i)}$ называется частной энтропией, характеризующей только *i*-е состояние.

На рис. 1 показан график соответствующий объему информации равному одному информационному сигналу. Но сколько же таких сигналов оператор АНС обрабатывает за смену и за время работы с одним рейсом.

Рабочий день авиадиспетчера начинается с изучения обстановки в секторе наблюдения и соседних секторах, оценки летной ситуации. Под наблюдением находятся самолеты, пролетающие через сектор после взлета, сектор посадки и транзитные.

Наблюдение за одним самолетом начинается с получения информации на бумажном носителе ("стрипе") и визуальном контроле самолета в соседнем секторе наблюдения.

Сигналом к приему самолета на управление в сектор наблюдения служит появление зеленого света на формуляре. Диспетчер считывает информацию с формуляра, где указаны: тип самолета, номер рейса, направление полета, высота на данный момент, задана высота, скорость, указатель набора высоты или снижения, район сектора, цвет. В сумме это составляет 30 информационных сигналов.

Диспетчер осуществляет связь с самолетом и получает ответ (2 сообщения примерно 20 сигналов). Задача высоты производится путем набора цифр на клавиатуре и воспроизведение на бланке, что составляет 10 информационных сигналов. Связь с самолетом и коррекция высоты проводится несколько раз за период управления самолетом (в среднем 3 раза). При передачи самолета в другой сектор диспетчер осуществляет связь с самолетом и другим сектором, наблюдения за формуляром к появления белого цвета. Управление одним самолетом оценивается примерно в 200 информационных сигналов.

Авиадиспетчер параллельно осуществляет наблюдения за самолетами в других секторах, особенно за теми, которые приближаются к сектору наблюдения. Осуществляется связь с метеослужбой, откуда поступают сообщения о грозе, скорость ветра, атмосферное давление, температуру воздуха.

Характерной для труда авиадиспетчеров является отсутствие разделения выполняемой ими работы на основную и вспомогательную. Вся выполняемая авиадиспетчерами работа является основной и требует 100% времени продолжительности сосредоточенного наблюдения за изменением, что является существенным фактором в формировании профессионального напряжения и информационной перегрузки.

Значительное зрительное напряжение и утомление глаз развивается при необходимости слежения за объектом воздушного движения на видеотерминале, который представлен в виде точки (размер 0,3 мм), или черточки (размер от 1 до 0,5 мм) и других отображений. Следует отметить, что наряду со значительным объемом информации, поступающей к диспетчеру через орган зрения, одновременно поступает и звуковая информация в не меньшем объеме, которую необходимо принять, проанализировать, принять решение, совершить

действие и проконтролировать правильность ее выполнения, оценить и спрогнозировать конечный результат [2].

Скорость передачи и переработки информации человеком очень высока, почти 25 бит в секунду. Но человек не способен поддерживать такой поток данных непрерывно. За 12-ти часовую смену диспетчер способен обработать до 5000 информационных сигналов, что является достаточно большим количеством для восприятия.

Выводы

Перегрузка информацией - явление в деятельности оператора АНС, наступающее при выполнении хотя бы одного из условий:

1) объем поступающей информации превышает возможности оперативной памяти оператора;

2) темп поступления информации превышает его пропускную способность;

3) средний темп и объем информации соответствуют возможностям человека, однако из-за ее случайного характера и разного времени обработки периодически возникают ситуации, при которых выполняются условия 1 или 2.

Для уменьшения перегрузок рекомендуется:

1) предоставлять информацию оператору с необходимым упреждением к началу исполнения;

2) сократить поток информации до необходимого минимума, отделить информацию, поступающую эпизодически, так, чтобы ее можно было получить по запросу (следует учитывать, что объем оперативной памяти человека ограничен и не превышает 5 — 9 элементов);

3) предусмотреть возможность фильтрации информации, что позволит оператору отбирать данные, соответствующие его возможностям и условиям работы;

4) разработать рациональную схему деятельности оператора;

5) позволить оператору использовать для принятия решения максимальное время (в пределах общего времени, отведенного на решение задачи) . Для этого на средствах отображения полезно иметь сигнализаторы допустимых временных интервалов;

6) сохранить на индикаторе информацию по желанию оператора.

Список литературы

1. Теория надежности систем УВД. Методические указания по изучению дисциплины и контрольные задания/ СПб ГУГА. –С.-Петербург.: 2011. – 38с.

2. *Пишнов Г.Ю., Ластовченко В.Б.*. Професіографічний аналіз праці авіадиспетчера та інженера радіонавігації, радіолокації і зв'язку // Актуальные проблемы транспортной медицины – 2008. № 2(12). – С. 44–50.

UDC 159.9:629.735 (043.2)

Y.V. Hryshchenko, PhD of Tech. Sci, E.M. Hohlov, (Scientific methodological centre of processing analysis, Ukraine, Kyiv), T.M. Kravtsova (National Aviation University, Ukraine, Kyiv), A.S. Shvydchenko (Scientific methodological centre of processing analysis, Ukraine, Kyiv)

ANALYTICAL STUDIES OF COMPLEX TECHNOLOGY INTERRUPTIONS OF AVIONICS

Currently, it is provided avionics of modern aircrafts is a very reliable, which is associated with a complete set of modern microelectronics. However, modern digital techniques is sometimes there are some interruptions that impact on safety. Ways for solving this negative phenomenon dedicated our report.

According to DSTU 2860-94 – an interruption is a dissociated itself from failure or a single failure removed by insignificant operator's intervention. If in the household appliances it is not threatened serious consequences, but the misinformation of a crew lead to an airplane crash. Improving the safety of civil aviation is an important task for aviation professionals, especially for those who has a deal with the human factor, and reliability of technique.

Due to ICAO every year an increasing number of aviation accidents caused by human factors, caused by reducing accidents, failure of of aircraft. Basic directions of improving flight safety is to train the crew.

Trainning is carried out by the so-called standard programs, such as training programs for flight crew (TPFC). In TPFC considered flying in normal and special situations.

Training of operators is by developing certain skills, develop skills to analyze information and make decisions in simple and complex flight situations. On complex simulators occurs trainning of flight skills, including the action of single failure.

But in this state, the it is not enough. Significant increase in flight safety can be achieved by improving the quality of training operators in the process of lining on them factors.

One of the features of the operator in civil aviation is that its activity is occurring against a background of of increased tensions psichic and psysiology. In this regard, of particular importance in the present conditions aircraft operation faced with questions of development methods and technical evaluation of of the psychophysiological tension in ergonomic control systems.

Complicated structures of avionics led to the fact that the flow of failures and malfunctions of avionics in its composition qualitatively changed. Central methods of onboard equipment and avionics of modern aircrafts are interruption. Interruption - the most difficult type of failure of avionics suddenly appearing and disappearing while aircraft maintenance.

The peculiarity of-interruptions is impossibility of diagnosis by airborne and ground-based means of monitoring. Currently, it is provided intensive work against with failures on the A380. The main types of interruptions on the A380 - are the

interruptions of sensors of all types, specially single and group. Dramatically increased the number of interruptions in a variety of connectors, bundles, cables, connective boxes of different connector types, etc. Considering that the the modern aircrafts have 15-20 systems and onboard equipment there are some interruptions in solving problems of the electromagnetic compatibility of different systems, "anti-synchronized" interruptions (interruptions due to lack of on-board single-time counter clock of the main systems), interruption of "Buritanov ass "- the uniform of choice for solving the problem of " interruption-no interruption." In 2012, Russia had the first work on the theory of errors and "without interruptions" as a general theory of faultless hardware.[1]

Table1

General analytical model of research technology interruptions in air accidents

<table>
<tr><td colspan="3">Basic stages of analytical research</td></tr>
<tr><td>Investigations of existing series of aviation accidents</td><td>The consequences of the results of the dichotomous analysis</td><td>Investigations of the international standard ICAO</td></tr>
<tr><td>- destruction of the tail fin</td><td>Overall assessment under investigation for new target ICAO standards</td><td>New categories of aviation accident 27.07.02 according to the main and immediate causes</td></tr>
<tr><td rowspan="4">- Performance of freelance aerobatic maneuvers
- Engine surge
- Engine thrust asymmetry
- Lack of training of the flight crew
- Non-conditioned fuel
- Taking the mockup of academic training aircraft for aerobatics, etc.</td><td>Detection of limits of the methods dichotomy in logic and other sciences</td><td>Analysis of the data voice recorder</td></tr>
<tr><td>An overall analysis of the diagnostic evaluation tables of the crew actions</td><td>Analysis of the data of on-board (parametric) recorders</td></tr>
<tr><td>The basic orientation of the motive in the causes of the dichotomy in aviation accidents</td><td>Joint analysis of data due to voice and parametric inf.</td></tr>
<tr><td rowspan="2"></td><td>Magnification Selection of graphs and decodings of COK</td></tr>
<tr><td>Construction of generalized charts, graphs, inf.</td></tr>
<tr><td colspan="3">The process approach to analytics complex technological failures in in aviation accidents 27.07.2002</td></tr>
</table>

Table 2

The mathematical apparatus of the study of complex technology interruptions

<table>
<tr><td colspan="4">The theory of mathematical transformations due to groups, rings and structures</td></tr>
<tr><td>linear transformations</td><td>conformal transformations</td><td>topological transformations</td><td>free transformations</td></tr>
<tr><td>Lorentz' type transformations</td><td>Schwarz-Christoffel transformations</td><td>invariant transformations</td><td>multiplicative transformations</td></tr>
<tr><td>Linear fractional transformations</td><td rowspan="3">Integral-differential transformations and generalized Lebesgue' transformations</td><td>entropy transformations</td><td>additive transformations</td></tr>
<tr><td>operator transformations</td><td rowspan="2">Transformations of correlation fields</td><td rowspan="2">mixed transformations</td></tr>
<tr><td>functional transformations</td></tr>
</table>

This scheme is oriented as mathematical apparatus of the of interruptions is not well developed. Our investigation of the nature of interruptions by analyzing the structure of correlation fields in this regard is the first in the world. These studies showed that the overall approach to the mathematical problems of on-board equipment of interruptions is promising.[2]

Table 3

Dichotomy as a way of primary analytical orientation in logic

<table>
<tr><td colspan="2">Dchotomous phenomenon</td></tr>
<tr><td colspan="2">Voume of concepts</td></tr>
<tr><td>Negative part of the concept - the lack of feature</td><td>Positive part of the concept - presence of a finding</td></tr>
<tr><td colspan="2">Features and application limits</td></tr>
<tr><td>- Undefined by the volume part of the concept;
- A significant difficulty in defining the boundaries of the part;
- fuzzy concept;
- Disproportionate part;
- The allocation of an infinite number of varieties of feature;</td><td>- Defined by the volume part of the concept;
- May purchase valuable form of dichotomy;
- Hallmarks for positive approach is sometimes difficult to separate;</td></tr>
<tr><td colspan="2">The role of the dichotomy in the scientific classification of objects and phenomena is very limited. Dichotomy is normally used only as a prior, supporting one reception of orientation.</td></tr>
</table>

Examples:

- Inadequate and adequate actions of pilots;
- Piloting and not piloting pilot;

Civil aviation is a complex automatized production. The amount of air transportations, number of people and technique, used by this kind of transport increases beginning with every year. Nowadays the most important problem is the providing of high level flight safety.

This problem has many aspects, as flight safety depends on complex factors including the level of technical reliability of the aircraft and its systems, in conjunction with ground equipment, level of staff training, organization work of flight, technical and medical services, discipline pilots and technical staff, people interact with technology and with each other, the intensity and flight conditions and much more.

The problem of increasing safety is complex and can be solved together will flight, engineering, medical staff as well as scientists, designers and experts from other professions.

One of the main causes of errors in the integrated pilot action failure is increasing tension. The problem of limited movements pilot rationalism it in response to the comprehensive failure is very crucial, albeit poorly understood. In due disproportionate action pilot flying in special cases arose not one flight adventure. And limitations of these actions in a very dependent on tension of pilot.

The level of safety can be significantly increased through the introduction of the practice requirements and recommendations of ergonomics in the design of aircraft, with training (retraining) and aviation specialists directly in operation and maintenance of aircraft and their flight machines. Domestic and foreign civil aircraft operating experience has shown that aviation accidents are rarely the result of one factor. Of course they are due to a combination of factors (variations in the equipment, crew, air traffic control service, etc.), each of which individually may not cause serious danger.

Conclusion

So, interruption - the most difficult type of failure of avionics suddenly appearing and disappearing while aircraft maintenance. It significantly influence the flight safety and we have found out how to avoid interruption.

References

1. *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;

2. *Hohlov E.M., Grishchenko Y.V.* The analytics of flights as the processes of the interaction between a human and a machine from the point of view of new discoveries.// The third world congress “Aviation in the XXI century”, “Safety in aviation and space technology”, September 22-24, 2008. – p. 33.22 – 33.25.

УДК 629.735.33(043.2)

М.Г.Романюк, аспірант
(Національний авіаційний університет, Україна, м.Київ)

ПРОБЛЕМИ АНАЛІЗУ НАДІЙНОСТІ ТЕХНІЧНИХ СИСТЕМ ПРИ ДОВІЛЬНИХ ЗАКОНАХ РОЗПОДІЛУ ВІДМОВ ТА ВІДНОВЛЕНЬ

Розглянуті проблеми зв'язані з аналізом надійності технічних систем. Сформульовані напрямки дослідження, необхідні для рішення проблем аналізу надійності.

Надійність є внутрішньою фізичною властивістю бортового устаткування (БУ) і повинна мати кількісні оцінки, які обов'язково вказуються в технічному завданні (ТЗ) на розробку компонентів технічних систем будь-якої складності. Бортове устаткування сучасних повітряних суден безумовно відноситься до складних технічних систем.

Слід виділити, на наш погляд, чотири основні питання теорії і практики надійності складних технічних систем, що представляють інтерес для вивчення:

1) математичне моделювання функціонування системи, розробка методів, алгоритмів і програм розрахунку, аналізу і прогнозування надійності складних систем

2) планування випробувань на надійність

3) організація технічної експлуатації, при якій можлива ефективна реалізація закладеного в систему рівня надійності;

4) розробка шляхів забезпечення і підвищення надійності складних систем при недостатній надійності складових її елементів.

Перша з перерахованих проблем є центральною, оскільки з неї безпосередньо або непрямим шляхом слідують усі інші.

Основними способами підвищення надійності є:

- поліпшення фізичних властивостей елементів і
- введення надмірності різного виду, що маскує виникаючі відмови.

Характер функцій, що виконуються системою авіоніки, вимагає високої її надійності, проте до її складу входять десятки і сотні тисяч елементів, що негативно позначається на надійності системи в цілому. Безумовно, що надійність елементів також росте, але темп цього зростання відстає від швидкості збільшення складності системи. Створення нових технічних систем пред'являє дуже високі вимоги до їх якості і надійності, що вимагає розробки відповідних методів розрахунку і прогнозування надійності техніки.

Найважливішим поняттям в надійності є поняття відмови. Відмова часто веде до катастрофічних наслідків, звідси витікають підвищені вимоги до відмовостійкості, а також до сучасних методів розрахунку і прогнозування надійності.

Питання ухвалення технічних рішень по забезпеченню належного рівня надійності систем пов'язані з кількісною оцінкою їх надійності і тим самим з розробкою нових методів розрахунку і прогнозування надійності. Внаслідок

різних причин(складність; громіздкість, недоступність і так далі) ми вимушені досліджувати не саму систему, а формальний опис тих її особливостей, які істотні для оцінки надійності. Таким чином для обчислення надійносних характеристик системи потрібне створення математичної моделі її функціонування, а також розробка методів, алгоритмів і програм аналізу надійності за допомогою ЕОМ.

Вплив видів законів розподілу елементів на надійність системи, облік особливостей функціонування систем таких як контроль станів елементів, післядію відмов, необхідність обліку неодночасності роботи елементів, перемикання на резерв, можливість реконфігурації системи під час її експлуатації, введення різних видів резервування і так далі призводять до необхідності дослідження систем з довільними законами розподілу. Жорсткі межі допустимого часу перерви в роботі системи і, як наслідок цього обмеження за часом існування порушень у функціонуванні, також призводять до значних спотворень поширених на практиці марківських моделей надійності.

Нині відсутні не лише практичні, але і теоретичні методи розрахунку ефективності функціонування систем зі змінною структурою, яка може змінюватися випадковим чином через короткі інтервали часу. Зміна структури відбувається(завжди)

- залежно від зміни виконуваних системою функцій і
- при дії маловивчених і тому обурюючих чинників, що не враховуються, з невідомими законами розподілу.

Існуючі методи не забезпечують можливість розрахунку надійності сучасних систем, що мають велику кількість станів і складні зв'язки між ними. Подібна картина має місце і відносно межі, що динамічно змінюється, між станами відмов і працездатних в складних системах. Завдання такого рівня складності в теорії надійності не вивчені.

Положення посилюється також і тим, що порівняно невеликий загін спеціалістів в області надійності і ефективності систем за останні роки помітно порідшав. До рішення завдань надійності нині притягуються недостатньо кваліфіковані в цій області інженери і техніка. Вихід з положення може бути в створенні таких програмних засобів, які б з одного боку, забезпечували високий науковий рівень, а з іншого боку, мали розвинений дружній інтерфейс і дозволяли б вирішувати завдання розрахунку і прогнозування людям, які не мають солідної підготовки в цій області.

Рішення цих проблем виняткове актуально нині при побудові високонадійних систем різного призначення, зокрема, бортового аерокосмічного устаткування, які до того ж повинні задовольняти вимогам конкурентоздатності на світовому ринку.

Потрібна розробка і побудові теорії, науково-обгрунтованих методів, алгоритмів і програмних засобів аналізу надійності технічних систем з великим числом станів, надмірністю, випадковими подіями реконфігурацій, післядією і довільними розподілами відмов і відновлень елементів.

У рамках розглянутих проблем доцільно вирішити наступні основні завдання:

- розробити єдину модель функціонування систем

• довільних розподілах часів безвідмовної роботи, часів восстановления елементів і параметрів роботи системи

• виявити загальні закономірностей функціонування складних систем, а також властивостей цих систем на основі їх математичного опису

• розробити точних і наближених методів оцінки надійності систем за різних умов функціонування

• розробити інтегрованої системи, що реалізовує методи і алгоритми аналізу надійності технічних систем і програмного забезпечення з урахуванням різноманіття супутніх чинників,

• дослідити ефективності представлених методів, алгоритмів і програм дано на прикладах рішення реальних завдань теорії надійності, що мають важливе самостійне практичне значення.

Слід сказати, що дослідження надійності систем при довільних розподілах відмов і відновлень елементів є дуже складним завданням як в теоретичному плані, так і в її практичному використанні. Річ у тому, що закони розподілу для елементів зазвичай невідомі, і найголовніше, в осяжному майбутньому вони навряд чи будуть отримані експериментально або теоретично. Особливо це відноситься до параметрів розподілів. Виникає питання про доцільність досліджень, що проводяться. Відповідь на поставлене питання безумовно має бути позитивний в силу наступних причин:

• представлена робота попереджає інженера про ті труднощі і неприємності, які можуть його чекати при розробці складних систем і оцінці їх надійності;

• інтенсивності відмов елементів можна вважати постійними, проте це зовсім не означає, що вузли, що складаються з "експоненціальних" елементів, будуть теж "експоненціальними". У таких випадках закони розподілу часу безвідмовної роботи вузлів можуть бути отримані теоретично. У роботі наводяться відповідні приклади;

• закони розподілу часу відновлення зазвичай виходять на підставі досвідчених даних;

• неекспоненціальними часто можуть бути різні параметри функціонування системи, наприклад, допустимий час перерви в роботі пристрою, час очікування заявки, час ухвалення рішення, час існування прихованої відмови і так далі;

• наявність в системі елементів з декількома станами призводить до необхідності її аналізу з укрупненими станами, розподілу часів перебування в яких вже не є експоненціальними;

• на основі представленої роботи можуть бути отримані інженерні методики порівняльного аналізу різних схемних рішень;

• робота є перспективною, націлюючою ученого на пошук, наприклад, отримання показників надійності елементів з фізичних міркувань.

Покажемо, що при навантаженому резерві вірогідність безвідмовної роботи пристрою підпорядковується гіперекспоненціальному розподілу, а при ненавантаженому або змішаному резервуванні узагальненому гамма-розподілу. З цією ціллю приведемо одну просту властивість експоненціальних розподілів, а

саме, згортка щільностей $\mathbf{f_i(t)=\lambda_i e^{-\lambda_1 t}}$ це щільність, підпорядкована узагальненому гамма-розподілу, причому, якщо всі $\boldsymbol{\lambda_i}$ різні, то згортка вказаних щільностей дає гіперекспоненціальний розподіл. Дійсно, згортка всіх щільностей $\mathbf{f_i(t)}$ з однаковими параметрами $\boldsymbol{\lambda_1}$ дає щільність гамма-розподілу, а згортка гамма-розподілів з різними параметрами, як відомо, призводить до щільності узагальненого гамма-розподілу. Зокрема, якщо всі $\boldsymbol{\lambda_i}$ різні , то маємо лінійну комбінацію щільностей експоненціальних розподілів:

$$\prod_{i=1}^{n} f_i(t) = \prod_{i=1}^{n} \lambda_i \sum_{i=1}^{n} \frac{e^{-\lambda_i t}}{(\lambda_1 - \lambda_i) \ldots (\lambda_n - \lambda_i)}$$

З іншої сторони, функціонування не відновлюваного пристрою, елементи якого мають експоненціальні розподіли, описується графом станів, в якому представлені параметри цих розподілів. На Рис 1 приведений фрагмент графа, що містить одну з його вершин $\mathbf{i_0}$, попередню вершину $\mathbf{i_{-1}}$ і всі вершини $\mathbf{i_1, i_2, \ldots, i_k}$, прямуючі з даної вершини за один перехід.

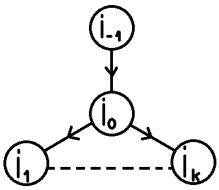


Рис 1. Фрагмент графа, що містить вхід і виходи, зв'язані з станом i_0

Тоді для вірогідності $p_{i0}(t)$ стану i_0 справедлива рівність

$$p_{i_0}(t) = \lambda_{i_{-1},i_0} p_{i_{-1}}(t) * e^{-\left(\lambda_{i_0,i_1} + \lambda_{i_0,i_2} + \cdots + \lambda_{i_0 i_k}\right)t}$$

Це означає, що вірогідність перебування системи в любому стані дорівнює згортці експоненціальних функцій, та в силу зробленого раніше зауваження вона представляю собою лінійну комбінацію гамма-розподілів.

Висновки

В даній роботі розглянуті проблеми зв'язані з аналізом надійності технічних систем, були виділені чотири основних питання теорії і практики надійності складних технічних систем, що представляють інтерес для вивчення.

UDC 656.7.086:629.735.051(042.3)

G.A. Polozhevets, assistant, K.O. Sakhno, student
(National Aviation University, Ukraine, Kyiv)

DEVELOPMENT AND EXPERIMENTAL RESEARCHES OF ESTIMATION OF THE FIRST SIGNS OF FACTOR RESONANCE AT THE PRODUCTION OF FLIGHTS

The problem of flight safety and human factor is one of the most important problems of the world aviation at all and it demands principally new methods for solving this task. These approaches are described in requirements of ISO 9001:2009. Now the share of accidents which account to human factor according to official data, is 80-90%.

Nowadays most pilots do not know how to deal with negative phenomena that are identified through the application of process analysis [1,4]. These negative phenomena in the flight should also include a little-known phenomenon of the process of factor resonating [1].

During the analysis of first signs of the factor of the resonance it`s necessary to apply the process approach.

The first signs of the phenomenon of resonance factor includes areas sections of the factor vibrations during the flight, which leads to increasing of basic parameters of the flight with increasing of number of simultaneously acting factors. In fact, the first signs of the factor of the resonance phenomena it is a "crashes and accidents in the bud" which include the resonance curve until a small amplitude and period. [1]

Structurally, the method of evaluation of the first signs of the resonating factor means:

- data capture on each working cycle or training;
- construction of a list of data for all cycles of work and training;
- ranking of the data according to time intervals or some selective (custom) ranking of data;
- separation of data into some groups for a large number of operators or comparison of several groups;
- tabulation of statistics for plotting;
- construction of the coordinate charts and performance capacity curves of operators;
- evaluation (assessment) of the initial level of efficiency and training of the personnel;
- comparative analysis of the success of the individual operator and the group as a whole.

Method for predicting and preventing of accidents by the first signs of factor overlays and factor of the resonance includes:

- methodology of applied method - a process of approach [4];
- the basic premise of the developed method consists in the fact that the last (or intermediate) phase of the accident are areas of resonating factor described by a model of the resonance curve and its model - Anesi function [1];

- data processing is carried out not on the list of attributes and a specially designed multi-purpose cards;

- basic statistics for the prediction of first signs of the flight - flying without comment of aviation specialists. Flights of status " without remarks" is formed in the airline and the flight unit on the basis of processing flight information from objective monitoring systems or a set of personal computers (PCs) on the complex plane simulator.

All flight directors are working in short time. So, was developed and proposed universal cards for flying exe flight directors from captains, squadron commanders, flying squads to command and management team flight controls. Processing on a single form (from the crew to aviation region) allows to quickly and efficiently producing of the factor forecasts and methods flight Operations, to eliminate a very dangerous phenomenon in the process of flying as the factor of the resonance and especially it`s form(fig.1, table 1):

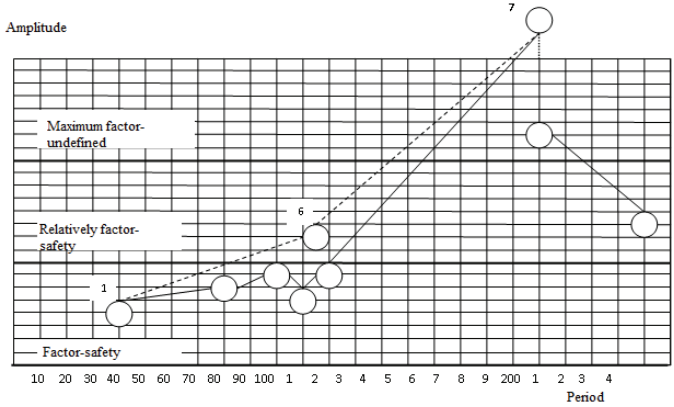


Fig.1.

Table 1

№ flight	A (amplitude)	T (period)
1	2	2
2	3,5	4
3	4	5
4	3	5,5
5	4	6
6	5,5	5,5
7	15	10
8	11	10
9	6,5	12

Such cards are needed: at the level of the crew, individual adjustments for each pilot; at the level of flight crew, squadron, to remove uncertainty factor safety

and prevent of catastrophic and emergency incidents, etc.; at enterprises, concerns, departures to optimize management flight operations.

In this case, the grouping and separation of normal operations into three categories using the chart Burygin [3]:

- Factor-safety flights (zone FSF);
- Relative-factor-safety flights (zone RFSF);
- Limit-factor-undefined flights (zone LFUF) – table 2.

Table 2

Distribution of normal flights of Ил-62М

Distribution of normal flights of ИЛ-62М according to factor zones				
	Indexes of safety			
Zones		FSF	RFSF	LFUF
Squadrons				
1	All flights	73	55	6
	Flights with certain events	13	17	5
	Percentage	54	41	5
2	All flights	56	33	2
	Flights with certain events	6	7	2
	Percentage	61	36	3
3	All flights	100	33	5
	Flights with certain events	17	14	3
	Percentage	72	24	4
4	All flights	71	35	3
	Flights with certain events	17	7	2
	Percentage	65	32	3
5	All flights	81	15	3
	Flights with certain events	27	6	2
	Percentage	82	76	2
Captain`s staff	All flights	22	-	-
Instructor`s staff	Flights with certain events	67	10	2
	Percentage	86	13	1
Squad at whole	All flights	448	181	21
	Percentage	68	28	4

The method means conducted analysis of each flight in each squadron and after that calculate mean values of the factor level fluctuations of all flight directors three values: the best flights each flight (factor-safety); the arithmetic mean of all flight data; the maximum factor-undefined flights.

After that is constructed a table for each aircraft squadron and fill the card. Analyzed after completing special cartograms each squadron.

Operational cards should be used at the level of crews for individual adjustments on handwriting of the pilot; at the level of flight detachment, squadrons, foro removing of undetermined factor flights and caution of accidents and crashes of aircrafts, incidents, etc.; at the level of aviation companies, concerns, management, departments with the aim of optimization of flight control and management of flight operation (work).

Conclusions

During last year's was developed effective methods for the analysis of flight experience such negative phenomena arising in complex flight conditions as a quotient resonate in certain phases of flight, leading to the possibility of emergency or catastrophic situations. The first signs of the factor of the resonance in preventing of accidents can be identified by special cards for flight directors. These maps of flight control work fully consider flights without comments of aviation specialists, flying with a certain event and allow determining statistical share flights with the first signs the factor of the resonance. Removal of the first signs of the resonance factor - the growth of the factor of oscillations in all parameters of flight at the appearance and effect of factor overlays on the crew - can be achieved by means of special training pilots - anti-stress training, aimed at the development of pilots counter the unexpected and sudden process of flight. This anti-stress training for flight crews should take place within the borders of all the forms and organization of flight operations and all kinds of Eastern European flight management system (debriefing, methodical work, etc.). The transition to the flight management on the cards of flight director take into account the fact that any flight director itself. At Mission Control as complex production processes it has a significant shortage of time to make decisions on safety, provides fail-safety of their crew and their personal in flight. Such a control card, which is used by us at all levels - from the individual pilot to the flight crew orders, airline flight controls are operational documents allowing to solve the main problem in aviation - access to the absolute ("zero") of crashes on all air accidents, including a plane crash. The proposed map implements one of the aspects of the concept of process safety concepts.

References

1. *Положевец А. А.* Явление факторного резонанса Корнеева, как предмет научного открытия и его новые математические модели / *Положевец А. А.* Научно-технический журнал «Проблемы безопасности полетов», РАН ВИНИТИ, Москва: 2007, выпуск 4, с.40-51.

2. Аэрофлот – Итоги и перспективы / статьи, доклады, выступления Министра гражданской авиации Б.П. Бугаева. М. Вт. РИО ГА. 1977, с.398.

3. *Е.М. Хохлов, Н.А. Бурыгин.* Приоритетные идеи в области управления / Руководство для управляющих, советников и высшей администрации и научных работников, К., «ЛИБРА» - НМЦПА, 1993 г., с.39.

4. *Хохлов Е.М.* Процессная концепция безопасных полетов как формула мирового научного приоритета и методология защиты летного эксплуатанта. Проблемы безопасности полетов №12/1994, РАН, ВНИИТИ. М., с.3-12.

УДК 621.3 (043.2)

О. Г. Ситник, к.т.н., доцент
Л. М. Ситнянських, асистент
(Національний авіаційний університет, Україна, м. Київ)

ПСИХОЛОГІЯ СТАНОВЛЕННЯ ДИСПЕТЧЕРА ПОВІТРЯНОГО РУХУ ЯК ПРОФЕСІОНАЛА ДЛЯ РОБОТИ В ЦИВІЛЬНІЙ АВІАЦІЇ

Теоретичні аспекти виникнення проблеми оцінки якості становлення диспетчера повітряного руху як авіаційного професіонала для роботи в цивільній авіації, є актуальною темою вивчення. Пропонується концептуальне розуміння духовно-професійного самовизначення, як цілісного психічного утворення особистості на основі провідної ролі духовного й професійного факторів розвитку. Розглядається концептуальна психосоциальная технологія духовно-професійного самовизначення й самореалізації фахівця

Вступ. Вирішення проблем впливу показників ефективності функціонування диспетчерів в теорії та особливості критеріїв їх оцінки, для підвищення якості функціонування диспетчерської служби аеропорту, потребує роз'яснення багатьох теоретичних моментів. Проявлення показників ефективності функціонування диспетчерської служби обумовлюються неможливістю вирішення проблем оптимальності процесів управління повітряним рухом без допомоги розроблених елементів теорії і сучасних досліджень. впливу психології на становлення диспетчера повітряного руху як авіаційного професіонала для роботи в цивільній авіації. В аналізі суті процесу становлення авіаційного професіонала, яким є диспетчер управління повітряним рухом (УПР) будь якого аеропорту України для роботи в цивільній авіації, основоположними є ідеї діалектики про становлення специфічного соціально-педагогічного процеса. Розглядаючи становлення майбутнього авіаційного фахівця, яким є майбутній диспетчер УПР, психологія процесу становлення авіаційного професіонала для роботи в цивільній авіації (ЦА) розглядає як безперервний процес цілеспрямованої професійної зміни особи авіатора під впливом соціальних дій і власної активності в самоудосконаленні. Психологія і педагогіка припускають, що у міру становлення особи росте цілісність, інтегрованість її соціальної, психолого-педагогической організації, посилюється взаємозв'язок різних властивостей і якостей (особових і професійних), накопичуються нові потенції розвитку авіаційного професіонала для роботи в ЦА.

Історія питання. Англійський учений [1] одним з перших спробував досліджувати роль людського чинника у виникненні аварійних ситуацій. У 1928 році він опублікував результати аналізу 75 тисяч аварій і встановив, що 88% з них були викликані діями людини, 10% - умовами навколишнього середовища, і 2% - "діями Бога". Подальший розвиток авіаційного цивільного транспорту додав завданню контролю і обліку людського чинника ще більшу актуальність.

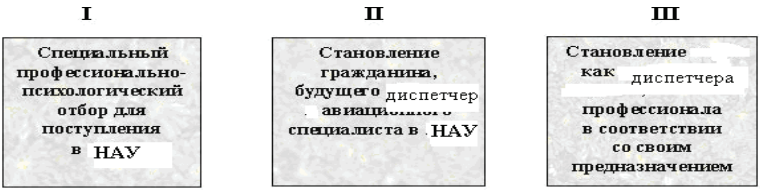


Рис.1. Схемні етапи процесу професійного становлення авіаційного диспетчера УПР як майбутнього професіонала в ЦА.

Актуальність дослідження проблеми якості професійного становлення авіаційного диспетчера як майбутнього професіонала в ЦА відома спеціалістам [2] через методи рішення завдань оцінювання, яки засновані на використанні експертних систем. З подальшого викладу буде видно, що всі вони є модифікаціями загального завдання оцінювання професійного становлення, який є багатогранний процес, що охоплює тривалий період життя авіатора, в якому можна виділити три найважливіші етапи: спеціальний професійно-психологічний відбір; навчання і виховання у НАУ; професійна діяльність в аеропорту як, взагалі, авіаційного інженера, спеціаліста групи керівництва польотами, диспетчера УПР, фахівця аеродромно-технічного забезпечення [3] тощо.

Постановка проблеми у загальному вигляді та її зв'язок із важливими науковими завданнями полягає в дослідженні взаємозв'язку різних характеристик та їх впливу на схемні етапи процесу професійного становлення авіаційного професіонала пропонується представляти таким чином. На першому і другому етапі в ході спеціального професійного психологічного відбору виявляються основні завдатки, здібності, мотивація, наприклад, до навчання у НАУ, а також довготривала позитивна спрямованість на професійну діяльність диспетчера УПР. Професійне становлення майбутнього професіонала, як диспетчера УПР, у НАУ пропонується розглядати як складний психолого-педагогический процес, який вирішує наступні основні завдання:

- всесторонній розвиток особи громадянина і фахівця як диспетчера;
- формування позитивної професійної спрямованості;
- розвиток пізнавальної і емоційно-вольової сфер;
- придбання основних знань по спеціальних дисциплінах;
- розвиток навиків і умінь по конкретній спеціальності;
- формування основ професійне важливих якостей особи авіатора.

В ході третього етапу професійне становлення авіатора (диспетчера УПР, іншого авіаційного фахівця) включає всю систему психологічного забезпечення і підготовки особового складу відповідно до його призначення.

Метою дослідження є розробка якісної сучасної технології підготовки диспетчера УПР з урахуванням впливу і взаємозв'язку різних характеристик процесу навчання. Прояв творчості в професійній діяльності означає, що професійне психолого-педагогическое становлення (диспетчера УПР, авіаційного інженера, спеціаліста групи керівництва польотами, фахівця аеродромно-технічного забезпечення), відбулося у майбутньому.

Науковий результат, що отриманий на підставі застосування розроблених елементів теорії і науково-методичного апарату дослідження викладений в [4] полягає в наступному. Експериментально встановлено, якщо в процесі моделювання такий, на думку авторів, комплекс основних психолого-педагогических дій, направлених на оптимізацію процесу професійного становлення диспетчерів УПР дає пози-тівні результати. Отже, психологія становлення авіаційного професіонала - це комплексний прояв всіх доданків єдиного педагогічного процесу, що проводиться, охоплює професійне навчання, всесторонній розвиток особи як професіонала, як громадянина, справжнього інтелігента, морально-психологічну підготовку авіаторів до різних видів авіаційної діяльності (ВАД) і безперервне керівництво ними (на всіх етапах становлення). Професійне становлення майбутнього професіонала, як диспетчера УПР це: з одного боку, складний комплексний вид ВАД, який характеризується особливими цілями, мотивами, способами, результатами; з іншого боку, сукупність органічно взаємозв'язаних багато щодо самостійних видів ВАД, яким властиві свої психологічні особливості. Пропонується використовувати в моделі процесу навчання деякі сучасні погляди для оцінки явища, що розглядається. В умовах подальшого розвитку ринкової економіки особливої актуальності набуває проблема вдосконалення системи підготовки диспетчерів УПР за допомогою гуманізації процесу підготовки диспетчерського складу. Сьогодні на зміну класичної парадигми освіти ідеалу «природного наукового» розуму приходить ідеал «гуманітарного» розуму, що містить в згорнутому вигляді всю культуру. Педагогічний процес поступово позбавляється від технологічних процедур і прагне в сферу етичних цінностей. Сьогодні акцент узятий на гуманізацію системи освіти, її націленість на розвиток особи диспетчера УПР. Мова йде про використання принципів особово орієнтованого освітнього середовища на користь професійного відбору і формування професійно важливих якостей диспетчера УПР, про вивчення внутрішнього світу людини небезпечної професії, його психічних станів. Професійні знання, навики, уміння виступають у диспетчера УПР не як центральний інтерес особи, а як засіб розвитку своїх інтелектуальних і загальнолюдських можливостей і сутнісних сил. Сутнісна сила особи небезпечної професії, якім є диспетчер УПР, зиждется на етичному фундаменту: подолай себе, зроби добро, захисти екіпаж і пасажирів. Тому процес навчання має бути пронизаний виховним імперативом: незнання, слабкість духу і тіла в такій професії обернуться горем для інших.

Результатом дослідження є аналіз додаткових параметрів дослідження, що були використані при моделюванні, щоб забезпечити формування професійної готовності і психічних станів майбутнього професіонала ЦА, особливо диспетчера УПР, до діяльності в екстремальних умовах. Відомо [4], що силою творчість не сформуєш. Технічний прогрес в ЦА окрім всього позитивного, породив три негативні моменти: підвищив ціну помилки, що допускалася, створив «диктатуру» виробника і, нарешті, створив основу розвитку технократичного мислення як системи регуляції загальнолюдських цінностей (продукт праці часом цінується вище, ніж сама людина). Недостатня психологічна орієнтація технічного прогресу в ЦА на розвиток власної суті особи людини і його

гуманістичного призначення створює загрозу самому життю на землі. От чому, є актуальною гуманізація процесу професійної підготовки майбутнього професіонала ЦА. Вирішуючи ці завдання, ми у своєму дослідженні виходимо з того, що педагог повинен бачити в навчаному не об'єкт для виховних дій, а суб'єкт, здатний вступити з ним в співпрацю, стати рівноправним учасником педагогічного процесу і відповідальним за його результат. Формами підготовки професійної надійності людей небезпечної професії стали комп'ютерні засоби, що дозволяють моделювати екстремальні ситуації на користь формування відповідальних, оптимальних рішень, тобто тих антистереотипних актів, які і забезпечують безпеку життєдіяльності. Професійної мотивації майбутнього професіонала в ЦА, особливо диспетчера УПР, приділяється особлива увага. І якщо наголошується, що на етапі вступу в учбовий заклад «практично неможливо створити ефективний психодіагностичний інструмент довгострокового прогнозування основних мотивів» льотної служби із-за постійної зміни соціально-економічних умов суспільного життя, то професійне навчання створює в цьому відношенні сприятливіші можливості [1]. Комерціалізація життя дає про себе знати навіть в роботі диспетчера УПР авіакомпанії. Справедливості ради треба відзначити, що саме професійний статус зв'язується респондентами з особовим розвитком і метою освіти. Великий інтерес представляє виявлення цінностей, найбільш значущих для сучасної молодої людини і, тим більше, для майбутнього диспетчера як професіонала ЦА.

Висновки

Перспективи подальших досліджень в даному науковому піднапрямку полягають в тому, що вперше запропоновано нетрадиційній підхід к вирішенню проблем через створення сучасних елементів теорії. Це дозволяє робити більш точні розрахунки процесів навчання диспетчерів УПР.

Список літератури

1. *Ворона А.А., Гандер Д.В., Пономаренко В.А.* Теория и практика психологического обеспечения летного труда. – М.: Воениздат, 2003.

2. *Ткаченко О.А.* Деякі психологічні аспекти становлення професіонала в іпостасі психолога-духівника. // Теоретико-методологічні проблеми генетичної психології: Матеріали Міжнародної наукової конференції, присвяченої 35-річчю наукової та педагогічної діяльності академіка С.Д.Максименка. - Т.4.-К.: Міленіум, 2002.- С.371-375.

3. *Ткаченко А.А.* Духовно-природная психотерапия. (Эсхатологический аспект). Личностная и профессиональная элитарность.- Кировоград: КОД, 2001.- 220 с.

4. *Ситник А.Г., Кичигин А.А., Захарченко В.А.* Классические методы оценки достоинств человека с помощью его личностных информационных психофизиологических проявлений в практике разведки и подготовки террористов // Арсенал XX1 века. – № 1–4. – К.: МІВВЦ, 2005. – С. 47 –54.

УДК 629.735.017.1: 658.345 (043.2)

В.М. Краснов, к.т.н., Д.В. Смолич, магістр, М.Е. Кіреєв, магістр
(Національний авіаційний університет, Україна, м. Київ)

РОЗРОБКА ПРИЛАДУ ДЛЯ ВИМІРЮВАННЯ ПОЗДОВЖНІХ І ПОПЕРЕЧНИХ УХИЛІВ ТА НЕРІВНОСТЕЙ ЗЛІТНО-ПОСАДКОВИХ СМУГ

Дана робота присвячена розробці мобільного вимірювача поздовжніх і поперечних ухилів, а також нерівностей злітно-посадкових смуг (ЗПС), що дозволяє проводити вимірювання одночасно за двома координатами

Вимірювальний модуль є рухомою платформою, яку переміщує оператор. Як датчики ухилів використовуються акселерометри і гіроскопи, виконані за мікросхемною *MEMS*-технологією. Датчики розміщені на платі, яка встановлена на рухомій платформі. На цій же платі встановлений мікроконтролер, який здійснює обробку інформації від датчиків і результат вимірювання видає на рідкокристалічний індикатор, де одночасно висвічується інформація про поздовжній ухил (кут тангажа) в діапазоні вимірювання $\pm 90^{o}$ (кут. градусів) і поперечний ухил (кут крену) в діапазоні вимірювання $\pm 90^{o}$ (кут. градусів) з ціною молодшого розряду – $0{,}1^{o}$ (кут. градуса) або $6'$(кут. мінут).

Працездатність вимірювального модуля була апробована в процесі вимірювання поздовжніх і поперечних ухилів на окремих фрагментах щойно побудованої ЗПС в міжнародному аеропорту м. Харкова.

З проведеного короткого патентно-інформаційного пошуку випливає, що в даний момент часу ведуться розробки пристроїв, які дозволяють частково механізувати процедуру вимірювання ухилів за допомогою механічних пристосувань [1], або автоматично вимірювати напрям та величину ухилу по одній координаті [2, 3] шляхом використання досягнень *MEMS*-технологій. Мобільних пристроїв для автоматичного вимірювання ухилів та нерівностей як злітно-посадкових смуг, так і дорожніх покриттів одночасно за двома координатами в практичному дорожньому та аеродромному будівництвах, а також в експлуатаційних підрозділах аеропортів не існує. На практиці якість нових збудованих ЗПС перевіряється шляхом застосування трудомістких геодезичних методів з використанням теодоліта, тахеометра, дальньоміра, нівеліра, вимірювальної лінійки для визначення ухилів, а нерівності виміряють не менш трудомістким шляхом, вимірюванням зазорів під триметровою металевою лінійкою через кожні 10 см.

Визначення поздовжніх та поперечних ухилів (кутів крену та тангажа) в розроблюваному приладі, як вже й зазначалося, здійснюється за допомогою мікроелектромеханічних (*MEMS*) датчиків – акселерометра та гіроскопа. Ці датчики, при застосуванні певних алгоритмів фільтрації, при обробці інформації від них, забезпечують достатню точність у визначенні кутів [4].

Структурна схема приладу представлена на рис. 1.

Гіроскопи: lpr530al talpy530al

- 2 осі чутливості;
- діапазон вимірювань: ± 300 °/с; ± 1200 °/с (4х);
- чутливість: 0,83 мВ °/с; 3,33 мВ °/с (4х)

16-ти символьний двохрядковий рідкокристалічний індикатор

Акселерометр ADXL 335

- 2 осі чутливості;
- діапазон вимірювань: ± 3 g;
- чутливість: 300 мВ /g;

ATmega16

- тактова частота процесора 8 МГц;
- 8-ми канальний 10-ти бітний АЦП;
- таймер/лічильник з можливістю надання частоти тактування

Рис. 1. Структурна схема приладу

Акселерометр вимірює прискорення, що діє вздовж певної осі. На Землі на всі об'єкти постійно діє прискорення вільного падіння, що обумовлене гравітацією. Таким чином, за допомогою акселерометра ми можемо виміряти значення цього прискорення (рис.2).

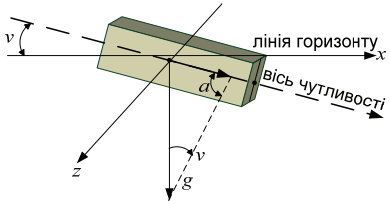


Рис. 2. Визначення кута за допомогою акселерометра
(*g* – прискорення вільного падіння; б – прискорення, що вимірюється акселерометром; н – вимірюваний кут)

Згідно з рис. 2 маємо $\nu = \dfrac{\arcsin \alpha}{g}$.

Обчислення кута нахилу по осі *z*, перпендикулярній осі *x* і лежачій в горизонтальній площині, необхідний додатковий акселерометр з віссю чутливості, перпендикулярній осі чутливості, який використовується для визначення кута н.

Однак в процесі вимірювань діє не тільки сила тяжіння. Лінійні прискорення при розгоні, відцентрові прискорення при розвороті, вібрації – все це вводитиме суттєві похибки при визначенні кутового положення вищеописаним методом, тому, для запобігання цьому необхідно коригувати інформацію від акселерометрів, використовуючи інші датчики – гіроскопи.

Гіроскоп вимірює кутову швидкість обертання. Кутова швидкість є першою похідною від кута повороту за часом. Тому, інтегруючи сигнал від гіроскопа, можна отримати значення кута, на який він повернувся

$$\int \omega dt = \alpha + c$$

де щ – кутова швидкість обертання навколо відповідної осі; б – кут повороту; *с* – стала, початкове значення кута.

Однак, при тривалому часі використання, гіроскоп «страждає» від явища, що називається «відхід нульового значення». Це означає, що значення сигналу від гіроскопа, який знаходиться в нерухомому стані (нульове значення), зміщується відносно свого початкового значення. Це зміщення може досягати до 30^{o} за 20 секунд, що вносить суттєву похибку у визначенні кута повороту. *MEMS*-акселерометрам не притаманне таке явище. Тому для отримання достовірних значень кутів крену і тангажа необхідно комплексувати інформацію, яка отримується від обох датчиків – гіроскопа та акселерометра. Значення кута, отримані від гіроскопа і акселерометра представлені на рис. 4.

Вихідними сигналами вищезгаданих датчиків – акселерометра та гіроскопа – є значення напруги, яка пропорційна прискоренню та кутовій швидкості обертання відповідно.

Для подальшої обробки інформації ця напруга подається на аналогово-цифровий перетворювач, вбудований в мікроконтролер.

В описаному приладі комплексування інформації виконується за алгоритмом оптимального рекурентного фільтра Калмана (неперервно-дискретного розширеного фільтра Калмана) [5] (результат фільтрації представлений на рис. 4)

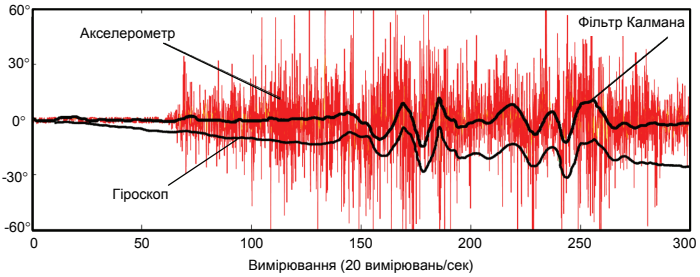


Рис. 4. Значення кута, отримані від гіроскопа і акселерометра та оцінені за допомогою фільтра Калмана

Але відомо, що фільтр Калмана достатньо складний в реалізації алгоритм і до того ж не єдиний. Тому питання доцільності використання різних алгоритмів комплексування інформації в даному випадку залишається відкритим. На разі проводяться дослідження одного із найпростіших алгоритмів комплексування інформації – комплементарний фільтр. В різних джерелах даний алгоритм називають по різному (комплементарний фільтр, композитний фільтр, альфа-бета фільтр). Але поки результати досліджень не дали позитивного результату.

Висновки

В ході патентно-інформаційного пошуку методів та засобів вимірювання ухилів було підтверджено доцільність та перспективність проведених досліджень.

Розроблений прилад дає можливість отримати інформацію одночасно за двома координатами в діапазоні ± 90°(кут. градусів) з ціною молодшого розряду ± 6'(кут. мінут). Проведені дослідження фрагментів ЗПС в міжнародному аеропорту м. Харкова показали, що за допомогою модуля можна оперативно та достовірно проводити вимірювання ухилів і нерівностей як кожної плити, так і окремих її фрагментів без використання геодезичних приладів та лінійки, що значно зменшує трудомісткість вимірювань.

Розроблена макетна конструкція модуля показала, що на підґрунті модуля можливо розробляти конструкторську документацію мобільного двокоординатного вимірювача ухилів для виготовлення дослідної партії приладів, які можливо використовувати як для дослідження якості ЗПС, так і сучасних дорожніх покриттів.

Проведені експериментальні дослідження також показали необхідність подальшого удосконалення конструкції пристрою:

– накопичення інформації в флеш-пам'яті;

– розробка пристрою для обміну інформацією флеш-ноутбук;

– розробка автоматичного циклу вимірювання за наступним алгоритмом: старт → вимірювання → осереднення результатів вимірювання → запис до флеш-пам'яті результату → сигнал кінця вимірювань → старт.

Список літератури

1. Патент України №22079 А МПК G 01 B 3/02, G 01 C 9/00, 2006.

2. Патент РФ № 2142613, МКИ G 01 C 9/00, 1998.

3. Свідоцтво РФ на корисну модель № 12607, МКИ G 01 З 9 / 06, 20.01.2000.

4. *Філяшкін М. К., Рогожин В. О., Скрипець А. В., Лукінова Т.І.* Інерціально-супутникові навігаційні системи: навч. посіб. – К.: Вид-во Нац. авіац. ун-ту «НАУ-друк», 2009. – 272 с.

5. *Балакришнан А.* Теория фильтрации Калмана: Пер. с англ. – М.: Мир, 1988. – 168 с.

6. *Мельніков Д. Є., Кіреєв М. Е., Смолич Д. В.* Пристрій для визначення кутового положення літака в просторі на основі MEMS-акселерометра та гіроскопа. – Наука і молодь. Прикладна серія: збірник наукових праць/ МОН; Національний авіаційний університет; Кулик М. С., ред. – Київ, 2010. – Вип. 10. – С. 27-30.

7. *Мельніков Д.Є., Кіреєв М.Е., Смолич Д.В., Волков О.Є., Волошенюк Д.О., Самокиша Т. В., Чорноус Т. М.* Свідоцтво про реєстрацію авторського права на твір № 38841— Комп'ютерна програма «Комплексування інформації, отриманої від MEMS акселерометрів та гіроскопів для визначення кутового положення літака в просторі на основі оптимального рекурсивного фільтра Калмана» – 2011.

UDC 004.5 (043.2)

O.Y. Burov, Dr of Tech. Sci.
O.R. Tsarik, PhD student
(National Aviation University, Ukraine, Kyiv)

USABILITY EVALUATION METHODS: A POINT OF CHARACTERISTICS AND CRITERIA

In the last years e-learning becomes a powerful tool to support modern education. Education should be of high quality and its can be achieved by using effective and efficient e-learning applications. In e-learning systems the usability and evaluation of it is of a major concern. It is important to choose the correct method of evaluation. But despite recent advances of electronic technologies in e-learning and the large number of existing evaluation methods a consolidated evaluation methodology for e-learning applications is not available yet. The purpose of this article is to review the evaluation methods of usability and present the results of research by the author in the field of usability evaluation.

In the field of software design and engineering, usability in its primary sense, intends to define rules to design applications to meet users' needs. E-learning systems follow the same rule with the exception that due to their complex nature, their usability evaluation is more complicated and challenging. Usability in online educational systems involves technical usability and pedagogical usability. Similar to other interactive systems, usability is related to easiness of the system usage. The pedagogic usability of an e-learning system also refers to how easy and effective it is for a learner to interact with the system. In addition, human factors such as user's physical, cultural, and social environment needs to be taken into account.

A review of the literature shows a variety of usability evaluation methods. But a consolidated evaluation methodology for e-learning applications is not available yet.

Therefore, the actual problem is to develop a universal methodology for usability evaluation of e-learning applications which would include the necessary criteria and meets specified requirements.

Considering the above, a new a new approach to assess usability of e-learning applications will be offered by the authors.

Usability as a technique to measure the quality of computer systems has been discussed for several decades. Generally, usability has been defined as the extent to which an application is learnable and allows users to accomplish specified goals efficiently, effectively, and with a high degree of satisfaction [1].

The concept of usability evaluation reaches back to more than a decade. Hartson et al. [2] defines the term usability evaluation methods as any methods or techniques used toperform usability evaluation with emphasis of formative usability evaluation of iteration design at any stage of its development. Fitzpatrick [3] argues that usability evaluation method is a systematic procedure for recording data related to end-user interaction with a software product or system. Usability evaluation measures the effectiveness, efficiency and satisfaction of system's usability is critical to discover essential issues with the system during the different stages of system

development life cycle. Since there are several different approaches to evaluate usability of interactive systems (e.g. e-learning systems).

Experimental or empirical evaluation is based on the use of scientific experimental methods to test hypotheses about the usability of an interactive system [4]. Though Experimental evaluations are reliable, using this approach as a method of usability evaluation in E-learning systems is unsuitable since experimental evaluations are usually very expensive and may require sophisticated equipment [7].

Model-based evaluations like empirical evaluations are appropriate for identifying usability problems in quantitative approach. It uses cognitive and design models to evaluate interfaces [5]. In fact it refers to the process of using a model of how the users would use a proposed system to obtain predicted usability measures by calculation or simulation. Model-based evaluations are rarely used in evaluation of e-learning systems usability, since they are still limited and immature, expensive to apply and also there is limited guidance on how to apply them.

Query techniques are based on the philosophy that the best way to identify usability problems of a system is to ask the user directly. These methods have the advantage of being relatively simple and inexpensive to administer [5]. These characteristics are attractive for evaluation of E-learning systems because educators and course designers need efficient and cost-effective methods to evaluate these applications. But it has some disadvantages. These quantitative approaches are mono semantic that must be supplemented by qualitative ones, which focus on how and what the learner learns. This method was cited by other researchers [4] as Survey evaluation. Survey evaluation elicit users' subjective opinions about the usability of the system [4] and it may consist of techniques such as Paper Surveys with questionnaires, Online surveys with questionnaires, and Questionnaires for user interaction satisfaction.

Observational evaluation refers to observing or monitoring users' behavior as they use the system [4, 5]. The advantage of this method is in detecting the usability problems of learners simultaneously with evaluation process. However, this method has some disadvantages such as dependency to expensive equipment (like video and audio recorder), and changes in users' behavior as they are aware that they are being observed.

Review-based evaluation uses results from previous studies in evaluation as evidence to support or refute aspects of a user interface [5]. In this method, principles from experimental psychology and HCI literature are applied to provide evaluation criteria. The major concerns are to ensure that results are transferable to the system and context of the study has to be taken into account in the evaluation process.

Before discussing the expert-based usability evaluation, it is necessary to clarify some points. In this paper we evaluate UEMs that can be used in e-learning system based on two factors, 1) the stage of the system development process and 2) who will be involved in evaluation. According to the first factor, we categorize two major evaluations into formative and summative evaluation. Formative evaluation is conducted during the design and construction phases. It focuses on usability problems that need to be solved and fixing bugs throughout these phases before the product is released. Therefore, the design will be improved. Summative evaluation is

conducted after the release of the product. It compares the level of usability achieved in interaction of with the system and the result of that will be used to improve the interface as a whole and satisfy more user needs. In summary, formative evaluation is performed during the development to improve design and summative evaluation is done after development to assess a design [6].

Therefore, general classification of UEM`s is given at the figure 1.

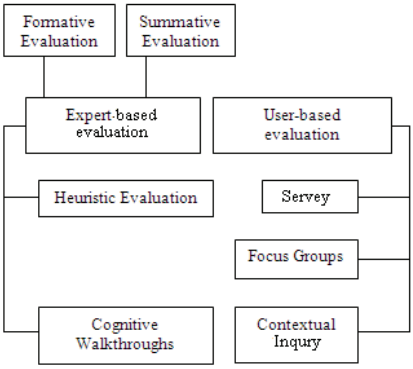


Figure 1. General classification of UEM`s.

Also, it`s can be possible to give one more classification to UEMs considering two categories: analytical and empirical.

Usability evaluation methods can be categorised into two categories, “analytical” and “empirical” methods. The difference is in which way the methods work. Analytical methods are done by usability experts, who put themselves in the intended end-users position. Based on the experts expertise and usability heuristics the expert validates the software [7], and as no user needs to be involved, these evaluation methods fits best early in the development process. Examples of analytical methods are “Guidelines”, “GOMS” or “Heuristic Evaluation”. The second category, empirical evaluation methods, requires a user to test the software and it mainly consists of usability tests and questionnaires. Theseempirical evaluation methods are better suited later on in a development process or when the system is already in use and its goal is to determine the overall usability of the system. It is important to note, however, that these categories should not replace each other, rather complement each other.

In view of this can be identified next criteria for choosing usability evaluating methods:

1.Stage of development life cycle
2.Budget constraint
3.Time limitations
4.Accuracy of result
5.Qualitative or quantitative measurements
6.UEMs advantages or disadvantages

These factors should be considered in selecting the UEM. In general, evaluation done in early phases of system development life cycle and before implementation phase tend to involve experts instead of users, while those done after implementation phase usually involve users. In some cases it may need to use two evaluation methods.

Conclusions

All objectives have been achieved in this study. the broad classification of usability evaluation methods is given. The main criteria for the selection of the usability evaluation methods are considered.

For further experiment, the authors propose to select the survey or questioner technique, but as evaluators there should be students, professors and experts of this field. So, that way will be considered both didactic and technical components of usability [8].

Also specifically for this experiment will be done a questionnaire and compile a list of the main criteria for this study.

References

1. *Hornb.k, K.*, 2006, Current practice in measuring usability: Challenges to usability studies and research, International journal of human-computer studies, 64(2), pp. 79-102.

2. *Hartson, H.R., Andre, T.S. & Williges, R.C.* (2003). Criteria for Evaluating Usability Evaluation Methods. *International* Journal of Human-Computer Interaction, 15(1): 145-181.

3. *Fitzpatrick, R* (1999). Strategies for evaluation of software *Usability*. [On-line]. Available: http://www.comp.dit.ie/rfitzpatrick/papers/chi99%20strategies.pdf Accessed on 23/9/2007.

4. *Preece, J.* (1993). A Guide to Usability: Human Factors in *computing*. The Open University: Addison-Wesley.

5. *Dix, A.J. Finlay, J.E., Abowd, G.D. & Beale, R. (*2004). Human-Computer Interaction. 3rd Ed. Harlow Assex: Pearson Education Limited.

6. *Card, S.K, Moran, T.P. & Newell, A.* (1990). The Keystroke Level Model for User Performance Time with Interactive Systems. In: J. Preece & L. Keller. (Eds), Human-Computer Interaction. London: Prentice Hall International.

7. *Blecken, A., Bruggemann, D. & Marx, W.,* 2010, Proceedings of the 43rd Hawaii International Conference on system Sciences, Usability Evaluation of a Learning Management System. pp. 1-9.

8. *Burov O., Tsarik O.* Educational workload and its psychophysiological impact on student organism. Work. Volume 41, Supplement 1/ 2012. Pp. 896-899.

УДК 535.8 (043.2)

В.М. Землянський д.ф.-м.н., проф.,
С.Г. Єгоров, старший викладач,
О.П. Чудєсов, асистент
(Національний авіаційний університет, Україна, м. Київ)

КОГЕРЕНТНО-ОПТИЧНІ ДАТЧИКИ

Проаналізована залежність якості сигналів когерентно-оптичних датчиків від когерентності лазерних пучків та їх амплітудної і поляризаційної узгодженості

Когерентно-оптичні датчики застосовують для дослідження продуктів згоряння палива у енергетичній системі автомобілів.

Якість сигналу в когерентно-оптичних датчиках (КОД), які використовують доплерівський ефект зрушення частоти і побудовані на підставі диференційної схеми, залежить від просторової та часової когерентності лазерних пучків та їх амплітудної і поляризаційної узгодженості, що впливає на контраст інтерференційного поля зони вимірювання і далі на якість модуляції сигналу на виході фотоприймача, що впливає на амплітуду сигналу на виході частотного фільтру і методичної похибки вимірювання дисперсного розподілу мікрочастинок, які досліджують в середовищі. Тому формування схеми КОД та її юстування повинно забезпечувати узгодженість амплітуди, поляризації та когерентності лазерних пучків.

Якщо при перетинанні двох монохроматичних лазерних пучків з однаковими частотами та коефіцієнтами амплітудного, поляризаційного та фазового узгодження Кп=Ка=Кγ=1, в зоні перетинання утворюється інтерференційна картина

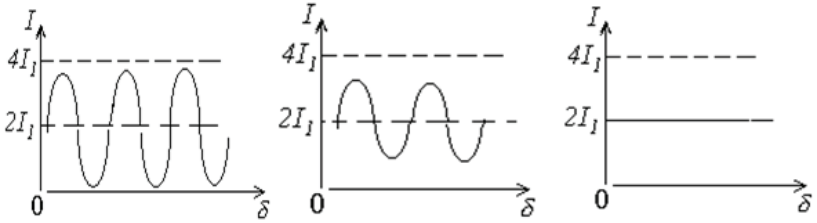
$$I = I_1+I_2 + 2\sqrt{I_1 I_2}\ Cos(\delta),$$

яка при збіганні фаз $\delta = 0,\ 2\pi,\ 4\pi,\ldots$ в точках перетину буде мати максимальну інтенсивність $I= 4I_1$, а якщо фази протилежні $\delta = \pi,\ 3\pi,\ldots$ то інтенсивність в точках перетину пучків дорівнює $I = 0$, в цьому випадку лазерні пучки когерентні. Якщо між фазами двох лазерних пучків немає ніякого співвідношення і вони змінюються випадково в межах часу спостереження інтенсивностей, то середнє часове значення спостереження буде наближатися до нуля і інтенсивність пучків не змінюється, вони не інтерферують і, відповідно, вони не когерентні. Інтенсивність в зоні перетину пучків буде дорівнювати $I = I_1+I_2$.

На практиці частіше зустрічається проміжний випадок, який представлено на рис.1, коли максимальна інтенсивність випромінення у інтерференційній картині змінюється в межах від (I_1+I_2) до $4I_1$. Модель інтерференційної картини в цьому випадку

$$I = I_1+I_2 + \gamma 2\sqrt{I_1 I_2}\ Cos(\delta),$$

де $\gamma \leq 1$ є мірою ступеня когерентності.



а) γ =1 б) 0< γ < 1 в) γ =0

Рис.1. Контраст інтерференційних смуг в залежності від ступеня когерентності γ

Схеми експериментального одержання когерентних пучків

Двопроменевопереломлення дає можливість одержання двох когерентних лазерних пучків. Для цих цілей на двопроменевопереломлюючий кристал направляють поляризований, з азимутом α = 45° до осі кристала, монохроматичний лазерний пучок, що розщеплюється на два однакових по інтенсивності пучка з ортогональними станами поляризації, на шляху поширення одного з пучків установлюється фазова пластинка λ/2, з можливістю зміни стану поляризації пучка на ортогональне.

1.Схема оптичного пристрою представлена на рис. 2.

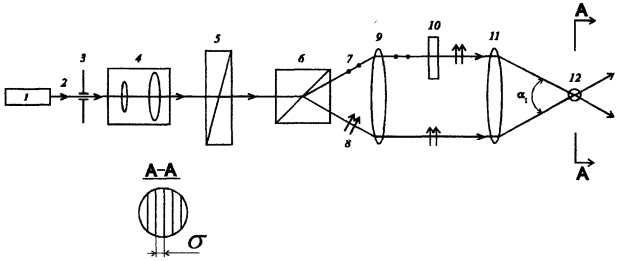


Рис. 2. Монохроматичне джерело неполяризованого випромінювання

Схема працює таким чином: джерело випромінювання 1 випромінює пучок неполяризованого випромінювання 2, що проходить діафрагму 3, коліматор 4, поляризатор 5 з азимутом α = 45° і падає на призму Волластона 6, на виході якої пучки 7 і 8 мають однакову інтенсивність з ортогональним станом поляризації, при проходженні фазової пластинки λ/2 пучок 7 змінює стан поляризації на ортогональне, при цьому стани поляризації пучків стають погодженими. Лінзи 9 і 11 забезпечують формування зони перетинання пучків 12, що являє собою просторову інтерференційну область, інтерференційний період -σ якої показаний у перетині А-А, та визначається за формулою:

$$\sigma = \frac{\lambda}{2\sin(\gamma/2)}$$

Якщо фазову пластинку 10 забрати, то інтерференційна картина відсутня - два розщеплених пучки з лінійними взаємоортогональними поляризаціями - некогерентні.

2. Схема одержання когерентних пучків за допомогою дифракційних прозорих симетричних ґрат представлена на рис. 3.

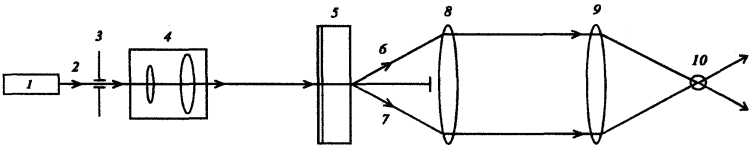


Рис. 3 Джерело монохроматичного випромінювання

У зоні перетинання пучків 6 і 7 утвориться інтерференційна область. Якщо на шляху одного з пучків розмістити кювету з оптично активним середовищем 11, що повертає площину поляризації на 90°, у цьому випадку інтерференція пучків відсутня і в області перетинання отримані некогерентні пучки (рис.4)

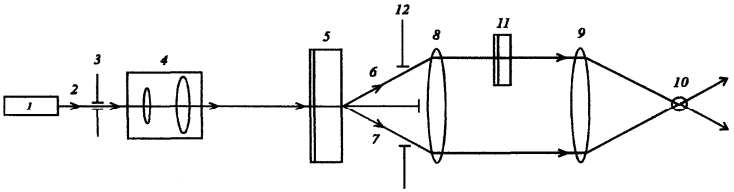


Рис. 4. Джерело монохроматичного випромінювання

Якщо оптично активне середовище повертає площину поляризації на 180° (наприклад, використовується магнитооптичний ефект, у якому H - напруженість магнітного поля збільшили в два рази), то інтерференція знову з'являється, але її період зміститься на σ/2 (півперіода).

Якщо на шляху одного з когерентних пучків (рис.5) розмістити фазову пластинку λ/2, то інтерференція не спостерігається, тому що отримані лінійні ортогональні стани поляризації, які не забезпечують формування інтерференційної картини.

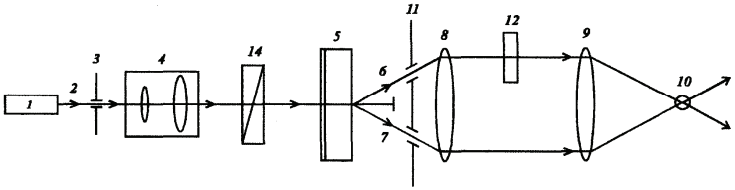


Рис. 5. Джерело монохроматичного випромінювання

Якщо інтерференційну картину спостерігати через поляризатор 14, то формується інтерференційний період σ, який при азимутах поляризатора α й α + 90° буде зміщений на σ/2.

Схема експериментального одержання двох когерентних пучків різної частоти.

Схема одержання інтерференційного поля, що має зсув частоти, представлена на рис.6.

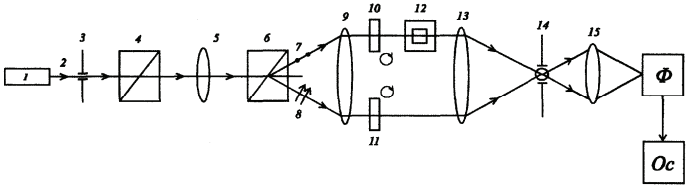


Рис. 6.

При обертанні пластинки λ/2 з частотою $\Omega_м$ у зоні перетинання пучків утворюється інтерференційна картина, що має частотний зсув. Перед фотоприймачем $Ф$ установлена щілинна діафрагма 14 шириною $d = \sigma/2$ з можливістю виділення інтенсивності половини інтерференційного періоду на фотоприймачі. При частотному зсуві інтерференційної картини на виході фотоприймача утворюється частотно модульований сигнал, що аналізується осцилографом - Ос. Для підвищення точності визначення контрасту інтерференційного поля у кожній точці замість діафрагми 14 в зоні вимірювання розташовують сферичну еталонну мікрочастинку [2].

На рис.7 приведена фотографія гармонійної зміни інтенсивності в інтерференційній зоні для випадку γ =1.

а) б) в)

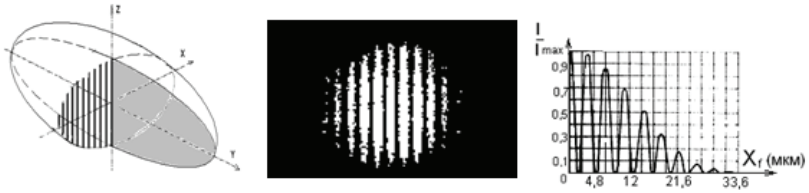


Рис. 7 а) Формування зони вимірювання при перетинання пучків;
б) фотографія гармонічної зміни інтерференційної картини, коли ступень когерентності γ =1; в) результати розрахунку інтенсивності уздовж осі OX, коли ступень когерентності γ =1.

Висновки

При формуванні зон вимірювання КОД монохроматичними пучками з коефіцієнтами амплітудного і поляризаційного узгодження Кп=Ка=1 контраст інтерференційного поля визначається розподілом когерентності пучків випромінення та юстировкою схеми одержання інтерференційного поля.

УДК 351.814.342.2 (043.2)

О.О. Чужа, к.т.н., доцент,
О.Г. Ситник, к.т.н., доцент.,
(Національний авіаційний університет, Україна, м. Київ)

ВІЗУАЛЬНІ ОПТОЕЛЕКТРОННІ СИСТЕМИ ПОСАДКИ ПОВІТРЯНИХ СУДЕН

Розглянуто новітні методи та засоби здійснення посадки літаків із застосуванням візуальних лазерних систем посадки в простих та складних метеоумовах.

За статистикою, найбільша кількість льотних подій виникає при заході на посадку та приземленні (рис. 1). Однією із причин такої високої аварійності є недоліки курсо-глісадних систем посадки (ILS), до яких можна віднести неточності виведення літака для приземлення пов'язані із інтерференцією радіохвиль та вплив метеоумов. Безпосереднє приземлення виконуються тільки пілотом по візуальним орієнтирами починаючи з точки прийняття рішення, незалежно від правил виконання польоту на початку заходу на посадку. Якщо з даної точки пілот візуальних орієнтирів не бачить необхідно виконати повторний захід на посадку. Більшість льотних подій при посадці виникає із за безпечності екіпажа, коли в умовах поганої видимості екіпаж покладається на показання приладів та радіотехнічних систем посадки нехтуючи встановленням візуального контакту з орієнтирами ЗПС після проходження точки прийняття рішення (рис. 2). Чим раніше наступає візуальний контакт пілота з наземними орієнтирами підходу до ЗПС, тим більше часу він має для усунення похибок заходу. Це особливо важливо для швидкісних і важких повітряних суден, що відрізняються високими швидкостями підходу до початку вирівнювання і високої інертністю.

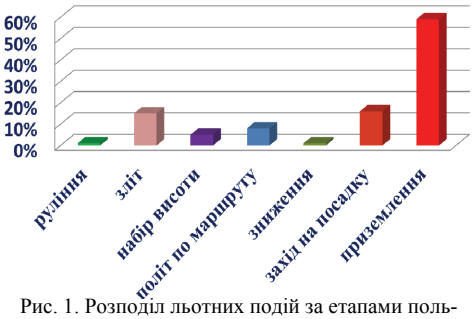


Рис. 1. Розподіл льотних подій за етапами польоту

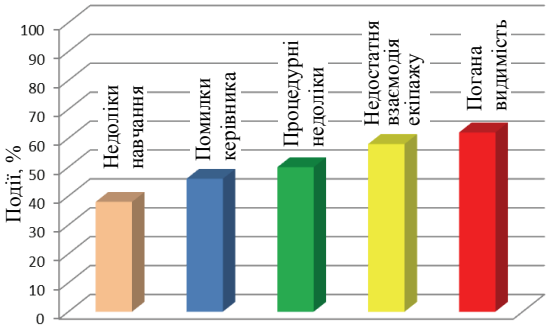


Рис. 2. Причини льотних подій при заході на посадку.

Найбільш ефективним шляхом вирішення задачі підвищення безпеки посадки літальних апаратів в різних метеоумовах і за наявності радіоелектронних перешкод, є побудова візуальних оптичних систем на основі впровадження сучасних лазерно-радіотехнічних технологій.

Одними з перших у 1932 році світлотехнічну систему візуальної посадки застосували японські інженери для посадки літаків на авіаносці. В подальшому подібні системи застосували майже всі провідні держави світу. Подальший розвиток світлотехнічна система посадки отримала при застосування лазерних випромінювачів.

Основними властивостями лазерного випромінювання у порівнянні з традиційними світловими орієнтирами, є висока спектральна яскравість, мала кутова розбіжність пучка випромінювання та підвищена проникаюча здатність в умовах поганої видимості (туман, дощ, снігопад і т.д.). На даний час відомі кілька типів візуальних лазерних систем посадки (ВЛСП), які можна розділити на системи орієнтації з використанням розсіяного лазерного випромінювання (системи посадки першого типу) та системи, засновані на безпосередньому спостереженні прямого лазерного випромінювання (системи посадки другого типу).

До систем посадки першого типу відносяться лазерні курсоглісадні системи, в яких використовується ефект розсіювання вузько-направленого лазерного випромінювання в атмосфері на молекулах газів, аерозольних частинках, на неоднорідностях, викликаних турбулентним рухом повітря.

Орієнтація ПС в такій системі виконується за рахунок спостереження пілотом вузьконаправлених лазерних променів, що символізують лінії курса та глісади (рис. 3). Це дозволяє льотчику однозначно визначити положення літака на посадковій траєкторії. У 70-х роках в СРСР була розроблена лазерна систем посадки першого типу «Глісада», пізніше її модифікації - «Координата-Л», "Глісада-М". В даний час ця лазерна курсоглісадна система посадки (ЛКГСП) під шифром "Сталкер-ЛКГСП" проходить дослідну експлуатацію.

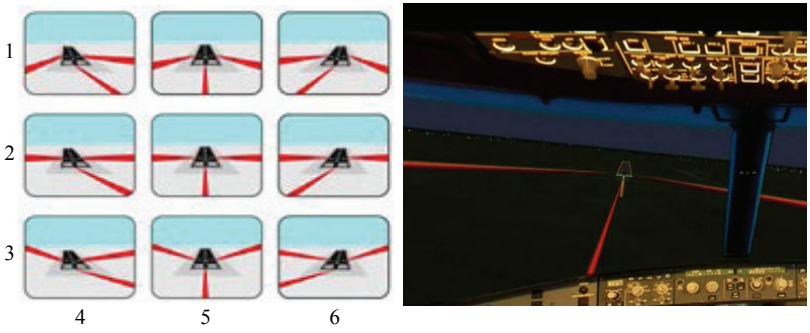


Рис. 3. Принцип заходу на посадку по лазерній системі посадки «Глісада-М».
1 – вище лінії глісади; 2 – по центру глісади; 3 – нижче лінії глісади;
4 – лівіше лінії курсу; 5 – по лінії курсу; 6 – правіше лінії курсу.

Завданням пілота, який виконує захід на посадку з використанням вказаної системи є утримання повітряного судна в межах глісадного коридору

між бічними глісадними променями, безпосередньо над курсовим променем. При цьому положення бічних променів системи гарантує попадання повітряного судна на ЗПС при відсутності видимості самої смуги. Така система істотно спрощує захід на посадку в простих і складних метеоумовах в сутінках і вночі. До недоліків такої системи слід віднести неможливість її використання при заході на посадку вдень, особливо при сонячній погоді на фоні яскраво освітленій поверхні землі (через втрату контрастності), а також у складних метеорологічних умовах у хмарах і в зливових опадах (розсіюване лазерне випромінювання значно послаблюється водяним середовищем). Цим пояснюється необхідність обов'язкового застосування даної системи в комплексі з радіолокаційною системою посадки (РСП). Крім того, лазерна система такого типу є чисто інформаційною системою і не забезпечує сполучення з бортовою системою управління повітряного судна тому автоматизація заходу на посадку, а також контроль з землі за заходом на посадку повітряного судна за допомогою такої системи неможливий.

До другого типу лазерних систем посадки відноситься лазерна трикольорова система посадки, заснована на спостереженні прямого лазерного випромінювання напівпровідникових лазерів (рис. 4).

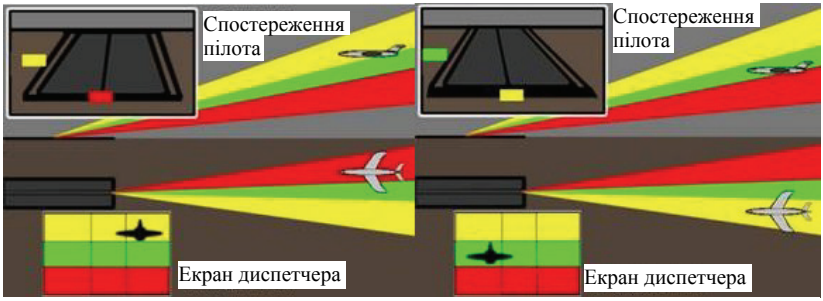


Рис. 4. Варіанти спостережень пілота та диспетчера при посадці.

Основним елементом такої системи посадки є скануючий напівпровідниковий лазер з електронним накачуванням, який забезпечує одночасне висвітлювання триколірної курсоглісади у вигляді просторового керованого світлового коридору і оптичну локацію в кожній кольоровій зоні глісади. Для формування трьох кольорових зон в такій системі застосовується лазерне випромінювання трьох діапазонів довжин хвиль: 0,51-0,53 мкм (зелений); 0,56-0,58 мкм (жовтий) та 0,63-0,66 мкм (червоний).

Пряме лазерне випромінювання у порівнянні із звичайними джерелами світла має підвищену проникність через різноманітні шари атмосфери тому дальність його виявлення перевищує метеорологічну дальність видимості в 3-4 і більше разів (рис. 5).

Крім підвищеної дальності видимості лазерні системи посадки другого типу можуть застосовуватися цілодобово та забезпечують:

– захід на посадку в складних метеоумовах при мінімумі погоди та по метеомінімумах II і III категорій ІКАО;

– мінімальну споживчу потужність (напруга живлення - 27 В);
– використання в якості мобільної посадкової системи;
– можливість диспетчеру в автоматичному режимі, одержувати інформацію про відстань до ВПП та положення (відхилення від глісади) повітряного судна, що йде на посадку;
– можливість використання в складі автоматизованої системи керування повітряним рухом;
– можливість застосування з відповідним бортовим обладнанням для напівавтоматичного заходу на посадку.

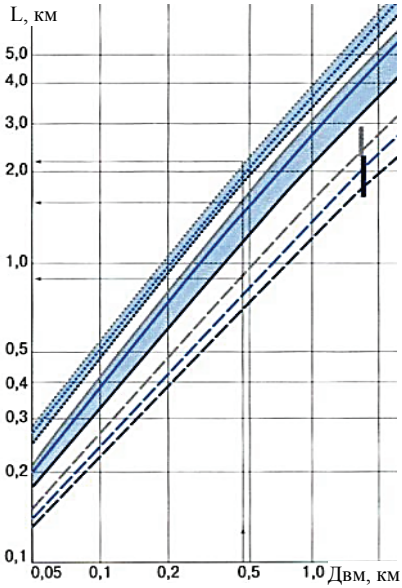


Рис. 5. Експериментальна дальності (L) виявлення прямого кольрового лазерного випромінювання при різних значеннях метеорологічної дальності видимості (Двм).

Висновки

Підвищення безпеки заходу на посадку та приземлення повітряних суден потребує застосування комплексних систем посадки, що поєднують радіотехнічні системи типу MLS на етапах зниження і входження на глісаду до точки прийняття рішення та візуальних лазерних систем посадки, які дозволять пілоту виправити похибки радіотехнічної системи та орієнтуватися в умовах обмеженої видимості при заході на посадку без візуального контакту із ЗПС.

Найбільш перспективною являється лазерна трикольорова система посадки, яка має широкий спектр можливостей застосування, дозволяє диспетчерським службам контролювати рух літака по глісаді та має перспективу застосування в системах автоматичної посадки.

Список літератури

1. Информационный документ ФГУП «НИИ «Экран»: Визуальная лазерная система посадки летательных аппаратов «Глиссада», Самара, 2008.

2. *Олихов И.М., Косовский Л.А.* Мобильная лазерная трехцветная навигационная система. Надежность в экстремальных ситуациях. - Электроника: Наука, Технология, Бизнес, 1999, № 3, с. 46-49.

УДК 629.735.017.1.083(045)

А.Е. Волков, ведущий инженер
Д.А. Волошенюк, ведущий инженер
Международный научно-учебный центр информационных технологий и систем НАНУ, Киев

ИССЛЕДОВАНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ УПРАВЛЕНИЯ ВОЗДУШНЫМИ СУДАМИ С ПОМОЩЬЮ АВИАГОРИЗОНТОВ С ПРЯМОЙ И ОБРАТНОЙ ИНДИКАЦИЕЙ

Аннотация – в статье рассматривается эффективность управления воздушными судами с помощью авиагоризонтов с прямой и обратной индикацией и влияние типа индикации на безопасность полётов.
Ключевые слова – Авиагоризонт, Эффективность управления, Тип индикации, Воздушное судно, Безопасность полётов.

Вступление. Авиагоризонт — бортовой гироскопический прибор, используемый в авиации для определения и индикации углов крена и тангажа летательного аппарата, то есть углов ориентации относительно истинной вертикали. Прибор используется лётчиком для управления и стабилизации летательного аппарата в воздухе. Это устройство имеет важнейшее значение при полётах по правилам полёта по приборам (ППП; англ. IFR — Instrument Flight Rules), однако мало используется при полётах, проводимых согласно правилам визуальных полётов (ПВП; англ. VFR — Visual Flight Rules), кроме чрезвычайных случаев, когда пилот теряет пространственную ориентацию. По принципу индикации углов крена і тангажа авиагоризонты подразделяют на «вид с воздушного судна на землю» и «вид с земли на воздушное судно».

Авиагоризонт нужен для пилотирования вне визуальной видимости горизонта (в облаках, ночью). Он был изобретён в конце 1920-х годов американским военно-морским врачём-хирургом Дж. Попенпеном. С Советском Союзе был изобретён и протестирован авиагоризонт АГИ-1 с прямой индикацией. Он вызвал большое количество случаев потери пространственной индикации, что привело к катастрофам. Под пространственной ориентацией человека понимают её способность ориентироваться относительно направления вектора силы тяготения (направления гравитационных сил), а под потерей пространственной ориентации лётным экипажем – потерю пилотами представления о том, в каком крене, - правом или левом – находится самолёт. В конце 1950-х годов в СССР был разработан новый авиагоризонт АГД-1 з обратной индикацией. На долгие годы проблема была исчерпана.

Простановка проблемы. Потеря пространственной ориентации по крену неоднократно повторялась и повторяется на современных отечественных и зарубежных самолётах, которые имеют «прямую» индикацию крена (по типу «вид с самолёта на землю»). Неоднократно выдавались на основании результатов расследований рекомендации относительно изменения формы индикации и усовершенствования форм тренажёрной и лётной подготовки,

которая должна содержать упражнения по выведению самолёта из сложного пространственного положения, но до сих пор, они не реализованы на практике.

Изложение сути проблематики. Для начала рассмотрим классификацию авиагоризонтов.

Различают автономные и дистанционные авиагоризонты.

Автономный авиагоризонт. В автономном авиагоризонте измерительный прибор и индикатор выполнены единым агрегатом. К нему подводится только питание, которое может быть электрическим или пневматическим. Существуют зарубежные авиагоризонты, оборудованные аккумуляторной батареей. Автономный авиагоризонт, имеющий механическую связь между гироскопическим датчиком и системой индикации, способен сохранять работоспособность при потере питания в течение времени выбега ротора гиромотора (около 3 минут).

Дистанционный авиагоризонт. Понятие дистанционный авиагоризонт относится в основном к электромеханическим авиагоризонтам, в которых измерительный прибор и индикатор выполнены в виде отдельных агрегатов, и не распространяется на современные навигационные комплексы построенные на основе многофункциональных индикаторов ((англ.) Primary flight display) и бесплатформенных инерциальных навигационных системах. Измерительным прибором в дистанционных авиагоризонтах является гировертикаль, а в качестве индикатора служит так называемый указатель горизонта. Применение дистанционного авиагоризонта позволяет расположить измерительный прибор максимально близко к центру тяжести летательного аппарата, что позволяет уменьшить погрешности прибора.

По принципу индикации углов крена и тангажа авиагоризонты различают на «вид с воздушного судна на землю» (ВсВС) и «вид с земли на воздушное судно» (ВсЗ).

«Вид с воздушного судна на землю» (рис. 1).

Рис. 1. Авиагоризонт с типом индикации «вид с воздушного судна на землю»

Рис. 2. Авиагоризонт с типом индикации «вид с земли на воздушное судно»

Понятие дистанционный авиагоризонт относится в основном к электромеханическим авиагоризонтам, в которых измерительный прибор и индикатор выполнены в виде отдельных агрегатов, и не распространяется на современные навигационные комплексы построенные на основе многофункциональных индикаторов ((англ.) Primary flight display) и бесплатформенных инерциальных навигационных системах. Измерительным прибором в дистанционных авиагоризонтах является гировертикаль, а в качестве индикатора служит так называемый указатель горизонта. Применение дистанционного авиагоризонта позволяет расположить измерительный прибор максимально близко к центру тяжести летательного аппарата, что позволяет уменьшить погрешности прибора.

«Вид с земли на воздушное судно» (рис. 2).

В авиагоризонтах типа ВсЗ угол тангажа отображается также, а угол крена показывается вращением силуэта самолёта так, как будто данный самолёт наблюдают с земли. Подвижный экран со шкалой в этих приборах имеет лишь одну степень свободы и может перемещаться только вверх или вниз. Угол же крена определяется по шкале, расположенной по окружности корпуса, относительно подвижного силуэта самолёта.

Такой вид индикации был реализован в некоторых электромеханических авиагоризонтах, производившихся в СССР, и в некоторых современных отечественных моделях.

Заключение по работе пилотов с авиагоризонтами.

Причина многих авиационных катастроф, это потеря пространственной ориентировки и представления пилотами о том, в левом или правом крене находится в данный момент самолёт. Практически при всех катастрофах на ВС был установлен авиагоризонт с «с прямой индикацией» («с самолёта на землю»). По всему возникли 2 группы сторонников разных форм индикации, однако на основании многих проведенных исследований можно точно утверждать про для облегчения работы пилотов и уменьшения авиационных происшествий необходимо переходить на обратную форму индикации (с земли на самолёт).

Рассматривая проблему выбора принципа индикации крена и тангажа, необходимо отметить, что традиционно вопрос обучения пилотов при решении этой проблемы не ставился. Поэтому в свою очередь возник вопрос о возможности решения этой проблемы за счет обучения летного состава. Впервые полученные результаты обучения пилотов показали, что 35 % пилотов не смогли эффективно работать с АГ ВсВС, хотя эти же пилоты, как и все остальные, при работе с АГ ВсЗ в 100 % случаев получили отличный результат. Более того, стало очевидным, что если па ВС гражданской авиации устанавливается авиагоризонт ВсВС, то специализированное обучение работе с этим авиагоризонтом должно быть обязательным условием его эксплуатации. Вместе с этим экспериментально показано, что обучение работе с авиагоризонтом ВсВС не может преодолеть влияния таких факторов, как недостатки в оформлении лицевых частей этих авиагоризонтов, различный уровень развития манипулятивной способности зрительной системы пилотов, недостаточные размеры существующих авиагоризонтов. Следовательно, само по себе обучение не может

снять проблему выбора принципа индикации крена и тангажа. Следует также заметить, что обучение и переучивание пилотов правильной пространственной ориентировке целесообразно проводить на специализированном (процессуальном) тренажере, а не па существующих комплексных тренажерах ВС.

Новая программа. Созданная программа на основе компьютерного комплекса позволяет определять оптимальный тип индикации для каждого конкретного оператора. Программа основана на проведении ряда тестов по обоим видам авиагоризонтов (рис. 3). Тест необходимо пройти минимум в 2-х разных вариантах. По окончании тестов можно сделать вывод об оптимальном типе авиагоризонта для оператора.

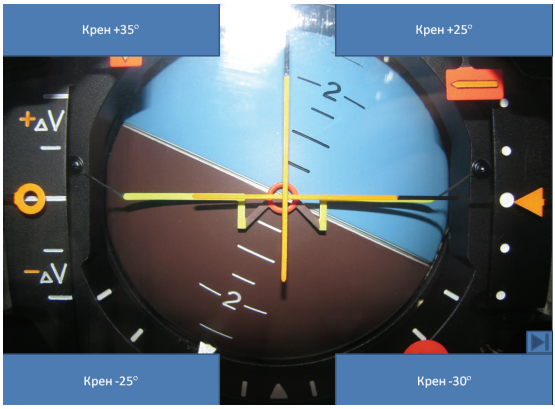


Рис. 3. Авиагоризонт с типом индикации «вид с земли на воздушное судно»

Анализ состояния проблемы индикации позволяет сделать ряд выводов.

1. Принятый и используемый в течение вот уже пятидесяти лет прибор с подвижной линией горизонта и подвижным силуэтом самолета многие специалисты считают недостаточно пригодным для индикации пространственного положения самолета.
2. За рубежом продолжаются исследования, направленные на выбор и оценку другого принципа индикации пространственного положения, в том числе вида "с земли на самолет".
3. Критика индикации "вид с самолета на землю" основана на практическом опыте эксплуатации (наличие аварий и катастроф из-за ошибок интерпретации показаний авиагоризонта), а также на теоретических представлениях о механизмах восприятия пространства в полете по приборам (теория фигуры и фона, генетическая обусловленность геоцентрического характера представления человеком пространства).
4. С помощью созданной программы и при её дальнейшем развитии появляется возможность устранить проблему индикации.

UDC 629.735.33.054.07:681.3.06+681.3.06:6297 (043.2)

D.A. Prosvirin, post-graduate student ,
(National aviation university, Ukraine, Kiev)

APPLICATION OF SCADE ENVIRONMENT IN RAPID DEVELOPMENT AND TESTING OF SAFE AVIONICS DISPLAY SOFTWARE

This article deals with model based embedded software development of aircraft electronic flight instrument systems with using SCADE technology. Realization of airborne equipment software requirements, regulated by functional safety standards such as ARP 4754 and DO-178B/C is showed.

Introduction

The avionics industry requires that safety-critical software be assessed according to strict certification authority guidelines before it may be used on any commercial airliner. ARP 4754 and DO-178B/C are guidelines used both by the companies developing airborne equipment and by the certification authorities. Presently, numerous people play a role in defining and creating safety-critical systems for the avionics display industry. The function and architecture of a system are defined by system engineers using some informal notation for the graphics and the logic associated with the displays. The embedded production software is then specified textually and hand-coded by software engineers in the coding language augmented by a graphical library. In this context, search for new safety software development methods is important and actual task. These methods may help to reduce influence on the final product of next factors: inexact understanding by executor of customer requirements; late mistakes detecting and as a result, expensive process of alteration; considerable cost of certification. Also mentioned methods shall include a technology of qualified code generation from formal models that may carry strong Return On Investment (ROI), while preserving the safety of the application.

Problem Formulation

Today aviation companies gradually come to model-based embedded software development process for avionics displays. So, search for a new applications witch support a model-based development paradigm is a relevant task. This article deals with the approach description through a software model, including the graphics and the associated logic, and to automatically generate the code from this model using a qualified code generator, in the sense of DO-178B/C, resulting in the following advantages to the development life cycle [1]:

• It fulfills the needs of the system engineers by providing notations to formally define the system including its behavior and graphical layout.

• It fulfills the needs of the software engineers by supporting the accurate definition of the software requirements and by providing efficient automatic code generation of software having the qualities that are expected for such applications (i.e., efficiency, determinism, static memory allocation, etc.).

• It allows for establishing efficient new processes to ensure that safety criteria are met.

• It saves coding time, as this is automatic.

• It saves a significant part of verification time, as the use of such tools guarantees that the generated source code conforms to the software models.

• It allows for identifying problems earlier in the development cycle, since most of the verification activities can be carried out at model level.

• It reduces the change cycle time, since modifications can be done at model level and code can automatically be regenerated.

Solution Procedure

Mentioned advantages can be achieved by SCADE (Safety Critical Application Development Environment), environment for the development of safety-critical avionics display software that includes the following components: SCADE Display for the design of embedded displays graphics and SCADE Suite for the design of display's logics.

SCADE models formalize a significant part of the software architecture and design. The model is written and maintained once in the project and shared among all team members: from the specification team to the review and testing teams. Expensive and error-prone rewriting is thus avoided, interpretation errors are minimized. This formal definition can even be used as a contractual requirement document with subcontractors, for example between the aircraft manufacturer and the cockpit display system supplier. Basing the activities on an identical formal definition of the software may save a lot of rework, and acceptance testing is faster using simulation scenarios. Some companies start using Esterel SCADE to prototype displays during the system definition phase. In the software requirements process, partial Scade modeling is a good support for the identification of system functions, its interfaces, and data flows. Scade-model control algorithm can be graphically specified using data flow diagrams, such as the one illustrated in Figure 1 for primary flight display control algorithm.

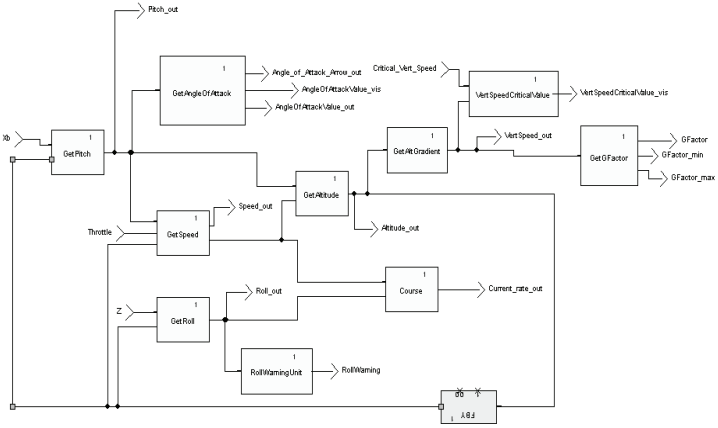


Figure 1. Scade-model control algorithm.

The functional parts of the software, such as implementation of the geometrical transformations described, logic, filtering, and regulation can be fulfillment with SCADE Suite. SCADE Display is well-adapted for all the graphical display part of the software. It is well-suited to completely specify the dynamic behavior of the Display application as illustrated in Figure 2. In mentioned example executable SCADE model was development for primary flight display frame of hypothetic civil aircraft. It is now helpful to dynamically exercise the behavior of a SCADE Display/SCADE Suite model to better verify how it functions. As soon as a SCADE Suite model (or pieces of it) is available, it can be simulated with SCADE Suite Simulator. Simulation can be run interactively or in batch. Scenarios (input/output sequences) can be recorded, saved, and replayed later on the Simulator or on the target. For simulation scenarios, you can use aircraft flight testing data, so the SCADE Suite and SCADE Display models can be co-simulated to provide a fully realistic view of both graphics and logics. Combination of SCADE Display and SCADE Suite modeling can be use in the software design process to develop major parts of the requirements and the architecture. Use of both mentioned instruments allows execute joint logic and graphic debugging.

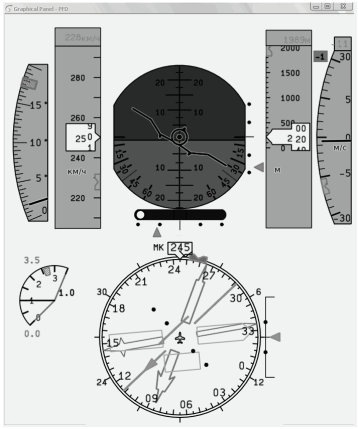


Figure 2. Graphics in SCADE Display

Название	Тип	Значение	Комментарии
ROLL_MIN	real	-45.0	
THROTTLE_FACTOR	real	0.15	
WX_FACTOR	real	0.1	
WZ_FACTOR	real	0.1	
ZERO_PITCH	real	0.0	
ZERO_ROLL	real	0.0	

3.1.3. Course Оператор

Declared as **public** блок

3.1.3.1. Графическое представление

3.1.3.1.1. Вид diagram_Course_1

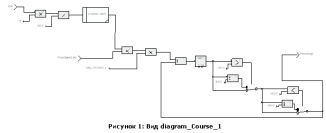


Рисунок 1: Вид diagram_Course_1

3.1.3.2. Интерфейс

Таблица 3: Входы Course

Название	Тип	Комментарии
PlaneSpeed_Ms	real	
Roll	real	

Таблица 4: Выходы Course

Название	Тип	Комментарии
PlaneAngle	real	

Figure 3. Generated documentation.

So, the SCADE architecture is defined, the main modules are refined to formalize the requirements. SCADE-model control algorithm and dynamic behavior of the Display application are specified. The objective of this activity is to produce a complete and consistent software model. The requirements of the project are described as executable model which can be send to aircraft electronic flight instrument system designer. For more clearness, usability and reporting there is a possibility to generate text specification from SCADE model that can be then agreed and signed between customer and developer (if it's needed).

Documentation is automatically and directly generated from the SCADE models (Figure 3): it is correct and up-to-date by construction with the next benefits: flexible document generator settings; Russian language support; include all blocks

and interfaces description; include function call tree. The SCADE Suite model completely defines the expected behaviour of the generated code. Code is automatically and directly generated from the models, in the case it represents low-level requirements, with the KCG qualified Code Generators: the source code is therefore correct and up-to-date by construction (Figure. 4). Object code verification is based on a sample of source C code constructs that can be generated from SCADE Suite and SCADE Display models and that has to be tested on the target (e.g. on the nature bench before it will be imported on the equipment). SCADE Suite and SCADE Display-generated code can be wrapped in an RTOS task, thus implementing the needed cyclic function.

```
#include "sgl.h"
#include "aol_imported_functions.h"

/* module specific includes */
#include "aol_Overload_Scale.h"

void aol_Overload_Scale_draw(aol_typ_Overload_Scale* pContext, SGLlong pPriority)
{
  pContext->_parentmasks = sglGetActiveMasks();
  switch (pPriority) {
  case 0:
  default:

    /* Object 0, Priority 0, Name: Overload, Type: container */
    {

      /* Object 1, Priority 0, Name: Text, Type: container */
      {

        /* Object 2, Priority 0, Name: text, Type: text */
        {
```

Figure 4. Automatically generated code fragment

Figure 5 illustrates comparison of classic programming method in which human factor (difference understanding) affect on additional functions appearance. Debugging of these additional functions is possible only during verification. It means that verification is the most time-taking stage. With SADE code generator it's possible to deployment all verification on the level of SCADE model. In this case it meets the main task of model-based approach - is formalization of text specification - i.e. usage of formal language instead natural.

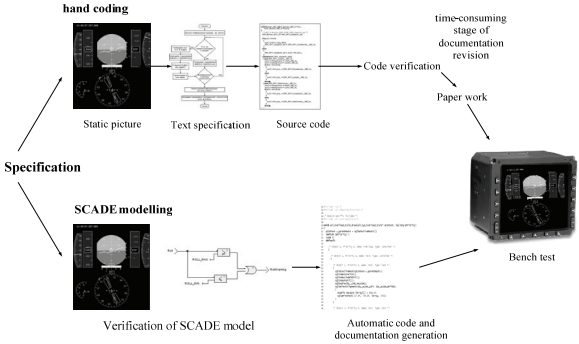


Figure 5.Two software development process comparison - hand coding and SCADE modeling.

Conclusion

Application of the mentioned software development technology allows considerably reduce its development and maintenance due to effective organization of the most labour intensive process – verification. It allows reduce costs of all software life cycle no less than 40% as compared to the hand coding [2]. This economy consists of the followings factors: 1) development of the detailed specification, determination of software architecture and verification are pass at the level of model, it allows saving the time spent on significant verification efforts because models can be verified as soon as they are available (even in parts) thus avoiding situations where code has to be developed before any verification can start and every error that is detected requires a lengthy change cycle; 2) replacement of the hand coding with code generator and automatic code verification, that allows to conduct the module and integral testing at the level of model; 3) automation of writing considerable part of project documentation, that allows to reduce certification costs, especially during alteration.

References

1. Software considerations in airborne systems and equipment certification (RTCA/DO-178B): DO-178B- [December 1. 1992]. - Washington. D.C. 20036 USA, 1992.- 112p.

2. Efficient Development of Safe Avionics Display Software with DO-178B Objectives Using SCADE Suite™: [Methodology Handbook]. - France: Esterel Technologies, 2012. - 110p.