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 3

КИЇВ 2013

Матеріали XI міжнародної науково-технічної конференції „АВІА-2013”. – Т.3. –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 **“АВІА-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 14. Енергетичне устаткування

В.В. Панін, І.І. Гвоздецький, А.П. Вознюк
ВПЛИВ РАДІАЛЬНИХ ЗАЗОРІВ НА ОСНОВНІ ПАРАМЕТРІ РОБОТИ ГАЗОТУРБІННИХ ДВИГУНІВ АВІАЦІЙНОГО ТА НАЗЕМНОГО ЗАСТОСУВАННЯ. 14.1

М.Ю. Богданов, Е.П. Ясиніцький, В.М. Охмакевич, Г.М. Нікітіна, М.І Кінащук
ДО ПИТАННЯ ЗАСТОСУВАННЯ ПАСИВНИХ МЕТОДІВ УПРАВЛІННЯ ПОГРАНИЧНИМ ШАРОМ ДЛЯ ЗМЕНШЕННЯ ВТОРИННИХ ВТРАТ В ЛОПАТКОВИХ ВІНЦЯХ ОСЬОВОГО КОМПРЕСОРА 14.5

К.В. Дорошенко, Ю.Ю. Терещенко
ТЕЧІЯ В КОМПРЕСОРНИХ РЕШІТКАХ ПРИ ВЕЛИКИХ ВІД'ЄМНИХ КУТАХ АТАКИ 14.9

Ф.И. Кирчу, Мохаммади Пейман
УПРАВЛЕНИЕ ОТРЫВНЫМИ ТЕЧЕНИЯМИ НА ПОВЕРХНОСТИ КОМПРЕССОРНЫХ ЛОПАТОК ПУТЕМ ПРИМЕНЕНИЯ ПРОДОЛЬНЫХ ВИХРЕВЫХ СТРУКТУР 14.14

Н.С. Кулик, М.О. Ковешніков, Я. А. Петрук
МЕТОДИ ДОСЛІДЖЕНЬ ТЕРМОЦИКЛІЧНОЇ ДОВГОВІЧНОСТІ ЖАРОМІЦНИХ АВІАЦІЙНИХ СПЛАВІВ І ДЕТАЛЕЙ ГАЗОТУРБІННИХ ДВИГУНІВ 14.18

М.С. Кулик, В.В. Козлов, П.І. Греков, К.І. Капітанчук, І.Е. Ясиніцька
ТЕОРЕТИЧНІ МЕТОДИ ДОСЛІДЖЕННЯ ДОЗВУКОВИХ ГАЗОВИХ ЕЖЕКТОРІВ З ПОВОРОМ ПОТОКУ АКТИВНОГО ГАЗУ 14.26

І.О. Ластівка
ДОСЛІДЖЕННЯ ВПЛИВУ ЗАСТОСУВАННЯ ПАСИВНИХ МЕТОДІВ УПРАВЛІННЯ ПРИМЕЖОВИМ ШАРОМ НА ІНТЕНСИВНІСТЬ АЕРОДИНАМІЧНИХ СЛІДІВ ЗА ЛОПАТКОВИМИ ВІНЦЯМИ СТУПЕНЯ ОСЬОВОГО КОМПРЕСОРА 14.30

О.С. Якушенко, В.Є. Мільцов, В.М. Охмакевич,О.І. Чумак, О.С. Машинін
ПІДХОДИ ДО МОНІТОРИНГУ НАДІЙНОСТІ НА РІВНІ АВІАКОМПАНІЇ 14.34

М.М. Мітрахович, Н.В. Корчомний
МОДЕЛЮВАННЯ КОЛИВАНЬ ДВОЯРУСНОЇ РОБОЧОЇ ЛОПАТКИ ТРИКОНТУРНОГО ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВИГУНА 14.40

К.М. Сидоренко
ГІДРОДИНАМІЧНА МОДЕЛЬ ВІТРОУСТАНОВКИ 14.44

В.В. Панфёров, И.Н. Шестаков
ОПТИМИЗАЦИЯ УСТАНОВИВШИХСЯ РЕЖИМОВ РАБОТЫ СИСТЕМ ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ АЭРОПОРТОВ 14.48

И.С. Барманов
МЕТОДИКА РАСЧЁТА КОЭФФИЦИЕНТА ЖЁСТКОСТИ УПРУГИХ ЭЛЕМЕНТОВ АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ И ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ УСТАНОВОК 14.51

И.С. Барманов
ВЛИЯНИЕ КОЭФФИЦИЕНТА ЖЁСТКОСТИ ШАРИКОВОГО ПОДШИПНИКА КАЧЕНИЯ НА КОЭФФИЦИЕНТ ЖЁСТКОСТИ ОПОРЫ РОТОРА БЕЗ ДЕМПФЕРНОГО УСТРОЙСТВА 14.55

Секція 15. Сучасні триботехнології в авіаційному та загальному машинобудуванні

С.Д. Недайборщ
СТРУКТУРОУТВОРЕННЯ ЗНОСОСТІЙКИХ ДЕТОНАЦІЙНИХ ПОКРИТТІВ СИСТЕМИ Cr-Si-B 15.1

О.В. Харченко
ФОРМУВАННЯ АМОРФНИХ ПОКРИТТІВ Zr-Al-B ПРИ НАНЕСЕННІ ДЕТОНАЦІЙНО-ГАЗОВИМ МЕТОДОМ 15.5

Ю. Л. Хлевна
ДЕЯКІ АСПЕКТИ ПРИПРАЦЮВАННЯ ДЕТОНАЦІЙНИХ ПОКРИТТІВ НА ТИТАНОВОМУ СПЛАВІ ВТ22 15.9

М.М. Свирид, Г.А. Волосович, Л.Б. Приймак
ВПЛИВ МАГНІТНОГО ПОЛЯ НА ЕНЕРГЕТИЧНИЙ СТАН ОЛИВИ 15.13

І.П. Білокур, Ю.О. Гордонна
СТАТИСТИЧНІ МОДЕЛІ ОЦІНКИ КВАЛІФІКАЦІЙНОГО РІВНЯ ПЕРСОНАЛУ 15.18

М. В. Кіндрачук, В. Є. Панарін, Є.В. Корбут
ФОРМУВАННЯ МІЖФАЗНОЇ ВЗАЄМОДІЇ У КОМПОЗИЦІЙНИХ ПОКРИТТЯХ, ЗМІЦНЕНИХ ВУГЛЕЦЕВИМИ НАНОТРУБКАМИ 15.25

А.М. Садегіджалал
МОДЕЛІ ЧИСЛОВОГО ДОСЛІДЖЕННЯ ПРУЖНОГО ДЕФОРМУВАННЯ ВУЗЛІВ ТЕРТЯ 15.29

О.О. Мікосянчик, З.Є. Новохатська, М.О. Хом'якова, М.В. Циркун
АЛГОРИТМ ВИЗНАЧЕННЯ ТОВЩИНИ МАСТИЛЬНОГО ШАРУ МІЖ ПЕРШИМ КОМПРЕСІЙНИМ КІЛЬЦЕМ ТА ГІЛЬЗОЮ ЦИЛІНДРА ДВЗ ЗАЛЕЖНО ВІД РОБОЧОГО ПРОЦЕСУ 15.33

Р.Г. Мнацаканов, З.Є. Новохатська, М.О. Хом'якова, М.В. Ціркун
ВПЛИВ КІНЕМАТИЧНОЇ В'ЯЗКОСТІ ОЛИВ НА ЕФЕКТИВНІСТЬ МАЩЕННЯ В УМОВАХ КОЧЕННЯ З ПРОКОВЗУВАННЯМ 15.37

Г.П. Зубащенко, А.Г. Корченко, Н.В. Алейникова, Н.Г. Макаренко,
ЭКСТРЕМАЛЬНЫЕ УГЛОВЫЕ СКОРОСТИ ЗВЕНЬЕВ ПЛОСКОГО ШАРНИРНОГО ЧЕТЫРЕХЗВЕННИКА 15.41

В.Є. Марчук, Б.А. Ляшенко, О.І. Духота, В.І. Морозов, І.С. Будьоний
ПРОЦЕСИ ЗНОШУВАННЯ У ТРИБОСИСТЕМАХ З ДИСКРЕТНО-ТЕКСТУРОВАННОЮ ПОВЕРХНЕЮ 15.45

О.В. Тісов
МОДЕЛЮВАННЯ ОКИСНЕННЯ СПЛАВІВ СИСТЕМИ Co-TiC 15.49

В.І. Дворук, С.С. Бєлих, асп., С.Є. Горда
АБРАЗИВНА ЗНОСОСТІЙКІСТЬ ГАРЯЧЕДЕФОРМОВАНИХ ЛЕГОВАНИХ СТАЛЕЙ 15.53

А.П. Данілов
ВЗАЄМОДІЯ ПОВЕРХОНЬ ТЕРТЯ БРОНЗА-СТАЛЬ 15.57

А.Л. Шевченко
СРАВНИТЕЛЬНАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА ТРИБОТЕХНИЧЕСКИХ ИСПЫТАНИЙ ГАЗОТЕРМИЧЕСКИХ ПОКРЫТИЙ В СРЕДЕ ГИДРОЖИДКОСТЕЙ АНАЛОГОВ 15.61

М.В. Киндрачук, Н.М. Стебелецкая
ЭФФЕКТИВНОСТЬ И ЭНЕРГОЕМКОСТЬ ФРИКЦИОННЫХ УЗЛОВ БАРАБАННО-КОЛОДОЧНЫХ ТОРМОЗОВ ТРАНСПОРТНЫХ СРЕДСТВ 15.65

В.Ф. Лабунець, В.В. Жигинас, В.В. Загребельний, О.П. Линник
ЗНОСОСТІЙКІ ЕЛЕКТРОІСКРОВІ ПОКРИТТЯ НА ТИТАНОВОМУ СПЛАВІ 15.71

В.А. Мохорт
РОЗРОБКА ІНСТРУМЕНТУ ДЛЯ ЗВАРЮВАННЯ ТЕРТЯМ 15.75

М.В. Кіндрачук, А.О. Корнієнко, В.Я. Лобурак, С.В. Федорчук
ВПЛИВ ДИСПЕРСНОСТІ ТВЕРДОЇ ФАЗИ В ЕЛЕКТРОЛІТИЧНОМУ ПОКРИТТІ НА ЙОГО ЗНОСОСТІЙКІСТЬ ПРИ ТЕРТІ КОВЗАННЯ 15.79

Д.О. Кругляк
ФІЗИКО-МЕХАНІЧНІ ВЛАСТИВОСТІ СВС-ПОКРИТТІВ НА ДЕТАЛЯХ ГАЗОТУРБІННИХ ДВИГУНІВ 15.83

Б.П. Середа, А.Н. Онищенко
АНАЛИЗ ВОПРОСОВ ПОЛУЧЕНИЯ ЗАЩИТНЫХ ПОКРЫТИЙ НА УГЛЕРОД-УГЛЕРОДНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛАХ В УСЛОВИЯХ СВС ДЛЯ АВИА-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ 15.87

В.М. Павлов, Г.М. Борозенець, І.В. Семак
ДОСЛІДЖЕННЯ МЕХАНІЗМІВ ФОРМУВАННЯ МАСТИЛЬНИХ ШАРІВ У ВАЖКО НАВАНТАЖЕНИХ ВУЗЛАХ ТЕРТЯ 15.91

Секція 16. Сучасні аеропортові технології

О.А. Тамаргазін, І.І. Ліннік, М.В. Олег
МЕТОДИЧНЕ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ВІДПРАЦЬОВУВАННЯ СИСТЕМИ МАТЕРІАЛЬНО-ТЕХНІЧНОГО ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ МОБІЛЬНИХ АВІАЦІЙНИХ ТРАНСПОРТНИХ СИСТЕМ 16.1

Е.В. Богайская, Т.Ю. Крамаренко, А.В. Данилейко
ОПТИМИЗАЦИЯ ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ ТРАНСФЕРНЫХ ПАССАЖИРОВ И ИХ БАГАЖА В АЭРОПОРТАХ УКРАИНЫ 16.5

О.М. Білякович, О.І. Олефір, Т.І. Кузьменко, Л.В. Курбет
ВПЛИВ КОНСТРУКТИВНИХ ФАКТОРІВ АВІАЦІЙНОЇ НАЗЕМНОЇ ТЕХНІКИ НА ВЕЛИЧИНУ КОЕФІЦІЄНТУ ЗЧЕПЛЕННЯ 16.9

О.А. Удод
АВИАЦИОННЫЕ СПАСАТЕЛЬНЫЕ ТЕХНОЛОГИИ РЕАГИРОВАНИЯ НА ЧРЕЗВЫЧАЙНЫЕ СИТУАЦИИ 16.13

В.И. Лычик
ОБЕСПЕЧЕНИЕ БЕЗОПАСНОСТИ НАЗЕМНОГО ДВИЖЕНИЯ В АЭРОПОРТАХ 16.17

О.П. Уманский, М.С. Стороженко, В.В. Акопян
УПРОЧНЕНИЕ ДЕТАЛЕЙ АВИАЦИОННОЙ НАЗЕМНОЙ ТЕХНИКИ ГАЗОТЕРМИЧЕСКИМИ ПОКРЫТИЯМИ СИСТЕМЫ TiB_2-(Fe-Mo) 16.21

Ye. Puhachevska, O.Vronska
PLASMA COATINGS ON THE BASIS OF REFRACTORY BORIDES FOR AVIATION EQUIPMENT DETAILS REINFORCEMENT 16.25

V.V. Variukhno, A.V. Kylinich, D.A. Shcherbina, D.E. Sydorov
MODERN AIRCRAFT DE/ANTI-ICING TECHNOLOGIES ON THE GROUND 16.29

Б.О. Плужніков, В.М. Золотоперий, С.О. Петриченко, А.В. Шашкін,
МАТЕМАТИЧНА МОДЕЛЬ ПРИЙНЯТТЯ РІШЕННЯ ПРО ДОЦІЛЬНІСТЬ ПОДАЛЬШОЇ ЕКСПЛУАТАЦІЇ АВТОМОБІЛЬНОЇ ТА ЕЛЕКТОРОГАЗОВОЇ ТЕХНІКИ АВІАЦІЇ ПОВІТРЯНИХ СИЛ ЗБРОЙНИХ СИЛ УКРАЇНИ 16.33

В.В. Варюхно, Є.Ю. Євсюков, А.Г. Довгаль, Н.В. Машинська
ЗНОСОСТІЙКІ АМОРФНІ МАТЕРІАЛИ ДЛЯ ВІДНОВЛЕННЯ ДЕТАЛЕЙ АВІАЦІЙНОЇ ТЕХНІКИ 16.37

А.В. Варюхно, Т.Ю. Крамаренко
СИСТЕМЫ ОБЩЕГО ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ПРОЦЕССА ОБСЛУЖИВАНИЯ ПАССАЖИРОВ 16.41

Е.М. Наджафов, Д.А. Керимов, М.П. Ахмедов, Д.А. Бугайко
К ВОПРОСУ ОБРАБОТКИ БАГАЖА В МЕЖДУНАРОДНЫХ АВИАПЕРЕВОЗКАХ 16.45

Секція 17. Сучасні технології підтримки льотної придатності повітряних суден

В.І. Бурлаков, О.В. Попов, Д.В. Попов, Г.О. Арістов,
МЕТОДИКА ОПТИМІЗАЦІЇ РЕЖИМІВ ТА УПРАВЛІННЯ ПРОЦЕСАМИ ТЕХНІЧНОГО ОБСЛУГОВУВАННЯ ПОВІТРЯНИХ СУДЕН 17.1

Б.А. Грязнов, Ю.С. Налимов, Е.И. Юрченко, А.С. Тугаринов,
ХАРАКТЕРИСТИКА ТИПОВЫХ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ ПОВРЕЖДЕНИЙ ЛОПАТОК ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ И ИХ ПРИЧИНЫ 17.5

О.С. Пузік, Т.В. Тарасенко
ВПЛИВ НАСИЧЕННЯ АВІАЦІЙНОГО ПАЛИВА ВОДОЮ НА АКУСТИЧНИЙ СПЕКТР ГІДРОДИНАМІЧНОЇ КАВІТАЦІЇ 17.10

А.И. Богданович
ПРАКТИЧЕСКОЕ ИСПОЛЬЗОВАНИЕ КИНЕТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ НОРМАЛЬНОГО МЕХАНО-ХИМИЧЕСКОГО ИЗНОСА 17.14

А.Д. Погребняк, М.Н. Регульский, А.С. Тугаринов, Е.И. Юрченко
РАСЧЁТНЫЙ МЕТОД ОЦЕНКИ ВЛИЯНИЯ КОНЦЕНТРАЦИИ НАПРЯЖЕНИЙ НА ПРЕДЕЛЬНОЕ СОСТОЯНИЕ АВИАЦИОННЫХ АЛЮМИНИЕВЫХ СПЛАВОВ 17.18

О.В. Ругайн, В.О. Ругайн
КОНЦЕПТУАЛЬНІ АСПЕКТИ РОЗРОБКИ АВТОМАТИЗОВАНИХ МУЛЬТИМЕДІЙНИХ НАВЧАЛЬНИХ КОМПЛЕКСІВ ПІДГОТОВКИ ІНЖЕНЕРНОГО СКЛАДУ В СИСТЕМІ ЗБЕРЕЖЕННЯ ЛЬОТНОЇ ПРИДАТНОСТІ АВІАЦІЙНОЇ ТЕХНІКИ 17.23

Л.А. Журавльова, Є.А. Сапелюк
ФОРМУВАННЯ АРХІТЕКТУРИ ШТУЧНОЇ НЕЙРОННОЇ МЕРЕЖІ ОЦІНКИ ТЕХНІЧНОГО СТАНУ ГАЗОТУРБІННИХ ДВИГУНІВ 17.27

Е.А. Сапелюк, Ю.М. Чоха, Т.А. Семітківська
ОСОБЛИВОСТІ НОВОЇ СТРАТЕГІЇ ОБСЛУГОВУВАННЯ АВІАЦІЙНИХ ОБ'ЄКТІВ ЗА ТЕХНІЧНИМ СТАНОМ З КОНТРОЛЕМ РІВНЯ ЛЬОТНОЇ ПРИДАТНОСТІ 17.31

A.V. Orlov, A.A. Trizna
PART-66 AND PART-147 EASA STANDARD REQUIREMENTS – PROBLEMS OF IMPLEMENTATION IN UKRAINE 17.35

Г.И.Зайончковский
ИССЛЕДОВАНИЕ ДИНАМИЧЕСКИХ СВОЙСТВ ГИДРОМЕХАНИЧЕСКОГО СЛЕДЯЩЕГО РУЛЕВОГО ПРИВОДА С ДРЕНИРОВАНИЕМ ПОЛОСТЕЙ СИЛОВОГО ЦИЛИНДРА 17.39

Е.И. Барилюк
ПРИМЕНЕНИЕ ДЕМПФИРОВАНИЯ ДЛЯ УВЕЛИЧЕНИЯ РЕСУРСА ЗАТВОРНОГО УЗЛА ТРУБОПРОВОДНОЙ АРМАТУРЫ 17.43

Ю.П. Пучков, М.Ф.Молодцов
МЕТОДИ КОНТРОЛЮ СОКОНУСНОСТІ ЛОПАТЕЙ НЕСУЧОГО ГВИНТА ВЕРТОЛЬОТА 17.47

Ю.П. Пучков, М.Ф.Молодцов
МЕТОДИ БОРОТЬБИ ІЗ "ЗЕМНИМ РЕЗОНАНСОМ" ВЕРТОЛЬОТА 17.52

В.С. Бутько, Д.В. Овсянникова
ИССЛЕДОВАНИЕ ДИНАМИЧЕСКОГО МОДУЛЯ УПРУГОСТИ 17.58

И.О. Сыроижка
НОВІ ПІДХОДИ ДО КЛАСИФІКАЦІЇ ФАКТОРІВ, ЯКІ ВПЛИВАЮТЬ НА НАДІЙНІСТЬ АВІАЦІЙНОЇ ТЕХНІКИ 17.62

И.В. Титов
ПРОГРАММЫ ПОДДЕРЖАНИЯ ЛЕТНОЙ ГОДНОСТИ КАК ЭЛЕМЕНТ ИНТЕГРИРОВАННОЙ ЛОГИСТИЧЕСКОЙ ПОДДЕРЖКИ 17.66

Секція 18. Автоматизація та енергозбереження на транспорті

В.А.Захарченко, С.В. Енчев, С.С. Ильенко, В.В. Козуб
МЕТОД ОЦЕНИВАНИЯ ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ СЛОЖНЫХ СИСТЕМ ПО ИНТЕГРАЛЬНОМУ КОМПЛЕКСНОМУ ПОКАЗАТЕЛЮ КАЧЕСТВА 18.1

В.В. Тихонов, Н.Д. Красношапка, Т.В. Ніколайчук
СИНХРОННИЙ ГЕНЕРАТОР ДЛЯ ДИНАМІЧНИХ ДЖЕРЕЛ БЕЗПЕРЕБІЙНОГО ЖИВЛЕННЯ 18.5

В.В. Тихонов, Л.В. Ничипоренко
ВПЛИВ ЯКОСТІ ЕЛЕКТРИЧНОЇ ЕНЕРГІЇ НА РОБОТУ ЕЛЕКТРООБЛАДНАННЯ 18.9

С.В. Єнчев, С.С. Товкач
ВИЯВЛЕННЯ ВИПАДКОВИХ ПОСЛІДОВНОСТЕЙ З ВИКОРИСТАННЯМ РЕГРЕСІЙНОГО ТА ВЕЙВЛЕТ-АНАЛІЗУ В ЗАДАЧАХ ІДЕНТИФІКАЦІЇ РЕЖИМІВ РОБОТИ АВІАЦІЙНОГО ГТД 18.13

С.В. Єнчев, С.О. Таку
АНАЛІЗ МЕТОДІВ БАГАТОРЕЖИМНОГО КЕРУВАННЯ АВІАЦІЙНИХ ГТД 18.17

В.А. Гришин
САМОЛЕТЫ С ПОЛНОСТЬЮ ЭЛЕКТРИФИЦИРОВАННЫМ ОБОРУДОВАНИЕМ 18.21

О.І. Лисенко, І.В. Алєксєєва, Т.О. Прищепа, Н.П. Соколова, О.А. Степанюк, В.С. Максаков
СКАЛЯРИЗАЦІЯ ВЕКТОРНИХ ПОКАЗНИКІВ ІЄРАРХІЧНОЇ СИСТЕМИ ОЦІНКИ ЯКОСТІ МОБІЛЬНИХ ТЕЛЕКОМУНІКАЦІЙНИХ СИСТЕМ(ТКС) 18.25

Самков О.В., Лоза О.М., Лисенко О.І., Алєксєєва І.В., Афанасьєва Л.О.
ОПТИМАЛЬНА СИСТЕМА ВИЯВЛЕННЯ СИГНАЛУ ДЛЯ МОБІЛЬНИХ СЕНСОРНИХ МЕРЕЖ 18.29

А.И. Лысенко, В.И. Новиков, Ю.А. Захарченко, Д.В. Мацюцкий
ПУТИ СОВЕРШЕНСТВОВАНИЯ АРХИТЕКТУРЫ МОБИЛЬНЫХ БЕСПРОВОДНЫХ СЕНСОРНЫХ СЕТЕЙ 18.34

Т.А. Мазур, Н.П. Соколова
ПЕРСПЕКТИВЫ ВНЕДРЕНИЯ ЦИФРОВЫХ ТЕХНОЛОГИЙ В СИСЕМУ УПРАЛЕНИЯ ЭНЕРГОСНАБЖЕНИЕМ АВИАПРЕДПРИЯТИЙ 18.38

С.В. Єнчев, О.В. Савчин
ВИКОРИСТАННЯ ОРТОГОНАЛЬНИХ РОЗКЛАДІВ В ЗАДАЧАХ ІДЕНТИФІКАЦІЇ НЕСТАЦІОНАРНИХ ПРОЦЕСІВ У КОМПРЕСОРАХ АВІАЦІЙНИХ ГТД 18.42

А.И. Семенченко, Е.В. Лысенко, Е.Ю. Василенко, П.В. Науменко
ВОЗМОЖНОСТИ ПРИМЕНЕНИЕ ИСКУССТВЕННЫХ НЕЙРОННЫХСЕТЕЙ ДЛЯ ПОВЫШЕННИЯ ЕФФЕКТИВНОСТИ АЛГОРИТМОВ МАРШРУТИЗАЦИИ В ТЕЛЕКОММУНИКАЦИЯХ 18.46

Секція 19. Аеродинаміка та безпека польотів

Р.Н. Павловский, А.И. Жданов, В.В. Орлянский
ИССЛЕДОВАНИЯ АКТИВНЫХ СПОСОБОВ ИЗМЕНЕНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ АВТОМОБИЛЯ 19.1

В.П. Харченко, Е.П. Ударцев, М.П. Матийчик, А.Г. Щербонос
БЕСПИЛОТНЫЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫЙ АППАРАТ С БОЛЬШИМ КРИТИЧЕСКИМ УГЛОМ АТТАКИ 19.11

Е.П. Ударцев, С.И. Алексеенко
СТРУКТУРА ОТРЫВНЫХ ТЕЧЕНИЙ И УПРАВЛЕНИЕ ИМИ 19.15

И.А. Каленюк
АДАПТАЦИЯ КРЫЛА САМОЛЕТА К РЕЖИМУ ОБТЕКАНИЯ 19.19

Є.С. Плахотнюк
МАКСИМАЛЬНА ДАЛЬНІСТЬ ТА ТРИВАЛІСТЬ ПОЛЬОТУ 19.23

О.В. Бондар
ДОСЛІДЖЕННЯ АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ПРОФІЛЮ В АЕРОДИНАМІЧНІЙ ТРУБІ УТАД-2 НАУ ПРИ КУТАХ АТАКИ $0 \div 360^0$ 19.27

О.О. Жданов
ДОСЛІДЖЕННЯ МОЖЛИВОСТЕЙ ВИМІРЮВАННЯ ХАРАКТЕРИСТИК ПОТОКУ СКЛАДЕНИМИ ТРУБЧАСТИМИ НАСАДКАМИ 19.31

И.С. Кривохатько, В. В. Сухов
ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ УГЛА ПОПЕРЕЧНОГО V КРЫЛА НА АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА СХЕМЫ «ТАНДЕМ» 19.35

В.В. Павлов, Е.А. Копытова
РАСПРЕДЕЛЁННОЕ УПРАВЛЕНИЕ ВЫСОТОЙ ПОЛЁТА В ВОЗМУЩЁННОЙ АТМОСФЕРЕ 19.39

P. Penkała, E. Wajszczak, D. Galas
DEVICES COUNTERACTING THE EFFECTS OF ICING ON MODERN AIRCRAFTS 19.43

Секція 20. Втома і руйнування авіаційних конструкцій

М.В. Карускевич, Г.С. Сейдаметова
ПРЕДПОСЫЛКИ СОЗДАНИЯ ЭКСПРЕСС-МЕТОДА ОЦЕНКИ ВЛИЯНИЯ ПОВЕРХНОСТНО-АКТИВНЫХ АНТИКОРРОЗИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ НА УСТАЛОСТЬ АЛЮМИНИЕВЫХ СПЛАВОВ 20.1

С.С. Юцкевич, В.В. Мацюк
ОСОБЛИВОСТІ ПОШИРЕННЯ ВИМОГ НОРМ ЛЬОТНОЇ ПРИДАТНОСТІ НА КОМПОЗИЦІЙНІ ЕЛЕМЕНТИ КОНСТРУКЦІЇ ТРАНСПОРТНИХ ЛІТАКІВ 20.5

Т.П. Маслак, Д.М. Костенюк
КОНЦЕПЦИЯ ДВУХОСНОГО СТРУКТУРНО-ЧУВСТВИТЕЛЬНОГО ДАТЧИКА УСТАЛОСТИ 20.9

С.В. Щепак
ПРОГНОЗИРОВАНИЕ РАСПРОСТРАНЕНИЯ УСТАЛОСТНОЙ ТРЕЩИНЫ В ПЛАКИРОВАННОМ АЛЮМИМНИЕВОМ СПЛАВЕ Д16АТ 20.13

Т.С. Бойко
МЕТОДИКА РАСЧЕТА ЭКВИВАЛЕНТНЫХ ИЗГИБАЮЩИХ МОМЕНТОВ ПО РАЗМАХУ КРЫЛА ПО СТАНДАРТНОЙ НЕПРЕРЫВНОЙ АТМОСФЕРНОЙ ТУРБУЛЕНТНОСТИ 20.17

О.А. Шевченко, О.В. Глоба, Д.М. Поліщук
МІЦНІСТЬ РЕМОНТНИХ З'ЄДНАНЬ ПОЛІМЕРНИХ КОМПОЗИЦІЙНИХ МАТЕРІАЛІВ З РІЗНИМИ ВИДАМИ ТЕХНОЛОГІЧНОЇ ПОВЕРХНІ 20.21

С.Р. Ігнатович, Є.В. Каран, В.С. Краснопольский, Л.А. Хумарян
НАДІЙНІСТЬ ЗАКЛЕПКОВИХ З'ЄДНАНЬ АВІАЦІЙНИХ КОНСТРУКЦІЙ ПРИ БАГАТООСЕРЕДКОВОМУ ВТОМНОМУ 20.25

М.К. Байжуманов, К.З. Сартаев, С.Ж. Карипбаев
ЗАДАЧА О НАПРЯЖЕННО-ДЕФОРМИРОВАННОМ СОСТОЯНИИ РОТОРА ЭЛЕКТРОСТАТИЧЕСКОГО ГИРОСКОПА 20.29

УДК 621.7.036-226

В.В. Панін, доктор технічних наук,
І.І. Гвоздецький, кандидат технічних наук, А.П. Вознюк
(Національний авіаційний університет, Україна)

ВПЛИВ РАДІАЛЬНИХ ЗАЗОРІВ НА ОСНОВНІ ПАРАМЕТРІ РОБОТИ ГАЗОТУРБІННИХ ДВИГУНІВ АВІАЦІЙНОГО ТА НАЗЕМНОГО ЗАСТОСУВАННЯ.

Проведено аналіз змін таких геометричних параметрів проточної частини ГТД як величина радіальних зазорів в компресорі та турбіні в процесі тривалої експлуатації. Запропонована методика оцінки впливу цих змін на протікання перехідних режимів роботи двигунів та практичні заходи щодо усунення негативних наслідків.

Під час тривалої експлуатації газотурбінного двигуна в його проточній частині проходять процеси які змінюють геометричні параметри та, як наслідок, характеристики робочого процесу в цілому.

Діагностування та усунення несправностей, які виникають завдяки цим процесам, є дуже складним внаслідок повільності протікання, деградаційних процесів та комплексності змінених характеристик. Незважаючи на повільність та відносну непомітність деградаційних процесів вони впливають майже на всі характеристики робочого процесу та прийомистості двигуна.

Відомо, що найбільш інформативним, з точки зору діагностування, є перехідні режими роботи газотурбінного двигуна.

До теперішнього часу відносно мало уваги приділялося моделюванню перехідних режимів роботи газотурбінних двигунів. Але відомо, що ознаки змін в робочому процесі двигуна, в першу чергу, з'являються саме на перехідних режимах. Таке протиріччя пояснюється тим що, швидкоплинність перехідних процесів унеможливлювала отримання необхідної діагностичної інформації за допомогою бортових систем накопичення та контролю.

Ситуація, почала змінюватись після появи цифрових систем контролю та накопичення інформації, що прийшли на зміну застарілим бортовим засобам.

Отримання інформації в режимі реального часу, з великою частотою опитування та малим періодом обробки параметрів дає можливість застосування динамічних моделей авіаційних газотурбінних двигунів для вирішення задач діагностування. Підвищення точності діагнозу вимагає урахування таких факторів як зміна геометричних параметрів проточної частини в процесі тривалої експлуатації.

Аналіз зміни параметрів двигунів однакової конструктивної схеми, але з різними абсолютними значеннями параметрів, показів, що відносні відхилення основних даних від їх значень за технічними умовами є практично

однаковими. Зазначене дає можливість використання статистичних даних різних двигунів для встановлення загальної закономірності зміни їх параметрів від наробітку [2].

Такі геометричні параметри, як площі соплових апаратів турбін є визначальними, тобто такими, що безпосередньо впливають на основі дані двигуна (тягу та питому витрату палива). Величини радіальних зазорів не впливають безпосередньо на основі дані двигуна, а їх влив здійснюється на такі визначальні параметри як ККД каскадів компресорів та турбін.

Закордонні фірми та авіакомпанії, починаючи з ТРДД ранніх поколінь, ретельно вивчають вплив зносу вузлів на характеристики та експлуатаційну надійність двигунів.

Наприклад, фірма «Пратт-Ултни» проводила дослідження впливу зносу компресора двигуна JT3D на характеристики і запаси стійкості двигуна на пускових режимах [3].

Для оцінки зміни радіального зазору в процесі експлуатації використовувалось експоненціальне рівняння регресії :

$$\Delta\delta(\tau) = \mathrm{A}e^{\frac{\alpha}{\tau}}, \qquad (1)$$

де A і α - постійні коефіцієнти.

Для знаходження постійних коефіцієнтів A і α методом найменших квадратів необхідно мінімізувати вираз :

$$Q = \sum_{i=1}^{n} \left[\lg\Delta\delta(\tau) - \lg A + \alpha \frac{1}{\tau_i} \lg e \right]^2, \qquad (2)$$

Після диференціювання рівняння (2) і відповідних перетворень отримаємо співвідношення для визначення lg A та α .

$$\lg A = \frac{\sum_{i=1}^{n} \lg\Delta\Pi(\bar{\jmath})}{n - \frac{\sum_{i=1}^{n} \frac{1}{\bar{\jmath}}^2}{\sum_{i=1}^{n} \frac{1}{\tau_i^2}} \left[1 - \frac{\sum_{i=1}^{n} \frac{1}{\tau_i} \lg\Delta\Pi(\tau_i)}{\sum_{i=1}^{n} \lg\Delta\Pi(\tau_i)} \cdot \frac{\sum_{i=1}^{n} \frac{1}{\tau_i}}{\sum_{i=1}^{n} \frac{1}{\tau_i^1}} \right]};$$

$$z = 2{,}302^{\frac{1}{\sum_{i=1}^{n} \frac{1}{\tau_i}} \left[n \lg A - \sum_{i=1}^{n-1} \lg\Delta\Pi(\tau_i) \right]}, \qquad (3)$$

Розрахунок сум величин, що входять до рівнянь (3),здійснюють за кількістю експеремнтальних точок n.

Необхідно встановити зв'язок між зміною величини радіальних зазорів та визначальними параметрами (ККД каскадів компресора).

Для вирішення цієї задачі скористаємося залежністю, наведеною в роботі [1]

$$\delta\eta_K^* = -K_1 z_K \left(2{,}8 \frac{\left(\overline{\delta} - 0{,}01\right)}{\eta_{сп.о}^*} + \frac{\delta\varepsilon_{TP}}{K_2} \right), \quad (4)$$

де K_1 та K_2 - коефіцієнти впливу [6]; Z_K – кількість ступенів у каскаді; $\overline{\delta}$ - відносне значення радіального зазору; $\delta\varepsilon_{TP}$ - відносне відхилення коефіцієнта втрат ступеню за рахунок збільшення шорсткості поверхонь лопаток. Величина $\delta\varepsilon_{TP}$ пов'язана з величиною відносної шорсткості лопаток наступним співвідношенням :

$$\delta\varepsilon_{TP} = \frac{(0{,}05 - 0{,}08)\varepsilon^{0{,}25}\left(\frac{b}{A}\right)}{\varepsilon_{TP.0}} - 1, \quad (5)$$

Де b - хордо лопатки; А – ширина між лопаткового каналу; $\delta\varepsilon_{TP}$ - вихідне значення коефіцієнта втрат.

Використання формул (4) і (5), дає змогу в подальшому оцінити як змінюються основні параметри двигуна і параметри робочого процесу на стаціонарних та перехідних режимах роботи ГТД.

Завдяки властивостям матеріалів радіальні зазори між лопатками та статором компресора та турбіни змінюються в наслідок нагріву вузлів проточної частини двигуна.

У більшості випадків охолоджуюче повітря в турбіну відбирають з КНТ. Чим більше відбір повітря з внутрішнього контуру, тим менша ефективність двигуна. Конструктивна розробка таких систем відбору ще не завершена. Але підвищення паливної ефективності двигуна за рахунок зниження відбору повітря на охолодження можна досягти шляхом вдосконалення системи охолодження лопаток турбіни. В патенті No US 2004/0151587A1. автори пропонують замість традиційного методу охолодження і конструкції лопатки турбіни, використовувати мікроциркуляціонную систему охолодження.

Такий метод охолодження дозволяє уникнути недоліків традиційних методів (конвекційного та плівкового), забезпечити надійне охолодження лопатки без збільшення ефективної товщини профілю і як наслідок, отримати підвищення ККД турбіни.

Аналітичні вирази для описання впливу ККД каскадів на основі параметри робочого процесу ТРДД, можна отримати шляхом рішення систем рівнянь, що описують рух роторів та умови сумісної роботи елементів двигуна на перехідних режимах [6].

$$\frac{dn;}{dt} = \frac{N_{Tj} - N_{Kj} - \Delta N_j}{(\pi/30)^2 J_{zj} n_j};$$

$$G^{Kj} - G^{K(j+1)} - \Delta G^{Kj} = 0; \quad (6)$$

$G_{к.з.} + \sum_{i=j}^{N} \Delta G_{c.a.i} + \sum_{i=j+1}^{N} \Delta G_{pKi} - G_{rj}\left(\pi_{Tj}, \tau_{uj}\right) = 0;$

$\Phi(F_C) = 0 \; ; \; \Phi_1(g_n) = 0 \; ; \quad \Big\}$ закони керування в перехідному процесі.

де n_j - частота обертання j-го ротора; N_T та N_{Kj} - потужності турбіни та компресора j-го ротора; ΔN_j - потужність, що відбирається з валу j-го ротора; J_{zj} - момент інерції j-го ротора; G_{Kj} та $G_{Kз}$ - витрати повітря в компресорі j-го каскаду та в камері згорання; $G_{rj}\left(\pi_{Tj}, \tau_{uj}\right)$ - витрати газу, що визначаються характеристиками турбіни кожного каскаду; $\Delta G_{CA.j}$ та ΔG_{pKj} - витрати повітря на охолодження лопаток соплового апарата та робочого колеса j-го каскаду турбіни; $g_{П}$ - відносна витрата палива; F_C - площа сопла.

Рішення системи рівнянь здійснюється після завдання початкових умов, наприклад, параметрів на режимі малого газу шляхом використання стандартної програми інтегрування системи диференціальних рівнянь.

Зміни ККД каскадів безпосередньо впливають на величини потужностей цих каскадів,що входять до системи рівнянь (6).

Висновки

Запропонований в роботі підхід, дозволяє враховувати і чисельно описувати вплив зміни радіального зазору в компресорі та турбіні ГТДД на протікання деградаційних процесів. Комплексне застосування запропонованого метода та технічних рішень надає можливість створення умов для значного поліпшення параметрів двигуна під час тривалої експлуатації.

Список літератури

1.*Панин В.В., Чумак О.Ч., Ратынский В.В., Шевченко М.А.* Анализ корреляционных связей термодинамических и геометричиских параметров ГТД// Авиационно-космическая техника и технология

2.*Бутончников А.П.* О влиянии наработки в летной эксплуатации на ухудшение параметров двухконтурных турбореактивных двигателей /*А.П.,.Бутончиков, Е.Д.Нестеров, С.С. Акимов, Э.Л.Симкин*// Труды ЦИАМ №:731, 1976. – 11 с.

3. *Arnold B.R., Gast J.R.* A cooperative airline program to evaluate engine parts aging effect on a current turbofan engine model.SAE «Preprints»,s.a., №700329,10 pp.,ill. Экспресс-информация ВИНИТИ, Воздушный транспорт, 1971, №16

4.Инженерные расчеты газотурбинных двигателей методом малых отклонений /А.Я.Черкез -М.: Машиностроение, 1975.-380 с.

5. Динамика авиационных ГТД / *Г.В.Добрянский, Т.С.Марьянова* – М.: Машиностроение, 1989.-240 с.

6. Неустановившиеся режимы работы авиационных газотурбинных двигателей / *Сосунов В.А.,Литвинов Ю.А.* – М.: Машиностроение, 1975.-216 с.

УДК 621.694.2:629.3082.3(045)

М.Ю. Богданов, аспірант,Е.П. Ясиніцький, канд. техн. наук,
В.М. Охмакевич, науковий співробітник,
Г.М. Нікітіна,ст. викладач, Кінащук М.І
(Національний авіаційний університет, Україна)

ДО ПИТАННЯ ЗАСТОСУВАННЯ ПАСИВНИХ МЕТОДІВ УПРАВЛІННЯ ПОГРАНИЧНИМ ШАРОМ ДЛЯ ЗМЕНШЕННЯ ВТОРИННИХ ВТРАТ В ЛОПАТКОВИХ ВІНЦЯХ ОСЬОВОГО КОМПРЕСОРА

В статті розглянуті методи зменшення вторинних втрат в лопаткових вінцях осьового компресора. Проведений короткий аналіз можливості їх застосування для запобігання відриву течії газу в кореневих перерізах та перетікань в зазорах. Надані результати експериментальних досліджень.

На даний час покращення питомих параметрів газотурбінного двигуна можливе за рахунок удосконалення робочого циклу ГТД, або робочих процесів його елементів. Осьовий компресор є одним із визначальних елементів ГТД від характеристик якого в значній мірі залежать показники всього двигуна. Підвищення економічності осьових компресорів можливо завдяки практичному застосуванню в компресоробудуванні останніх досягнень в області аеродинаміки і матеріалознавства. Процес стиснення газу в лопаткових апаратах осьового компресора супроводжується гідравлічними втратами енергії, які, перетворюючись в тепло, підвищують тепломісткість газу, змінюючи, таким чином, його стан.

Основну частку гідравлічних втрат складають профільні і вторинні втрати. Профільні втрати включають втрати енергії, що виникають при обтіканні лопаткових вінців плоским потоком (лопаток нескінченної довжини). Вторинні втрати обумовлені кінцевою довжиною лопаткових вінців. Вони включають втрати від вторинних течій газу, що мають напрямок, відмінний від напрямку основного потоку [1]. Основними є втрати обумовлені відривом потоку в двохгранному куті в кореневих перерізах лопаткового вінця та перетіканням потоку в зазорах в кінцевому перерізі вінця. Проблема зниження вторинних втрат, обумовлених особливостями течії у втулки, здобуває особливе значення для ступенів з постійною циркуляцією. Рішення задачі

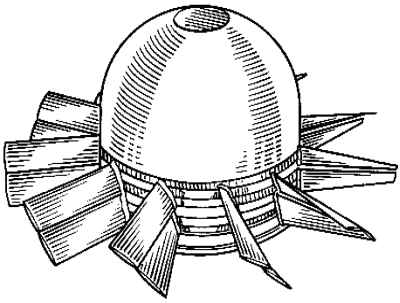


Рис.1. Експериментальне робоче колесо ступеня осьового компресора з двохрядними лопатковими вінцями

забезпечення безвідривної течії в кореневих та кінцевих перетинах лопаткового вінця можливо при спільному розгляді питань збільшення густоти решітки і застосування методів керування обтіканням.

Пасивні способи управління течією у лопатках осьових компресорів, знаходять ширше застосування в порівнянні з активними способами управління течією, оскільки не вимагають додаткових джерел енергії. Вони здійснюються застосуванням дворядних вінців лопаток, щілинних лопаток а також лопаток з резонаторами, турбулізаторами і ін. У роботах [2,3] доведено, що застосування дворядних лопаткових вінців (рис.1) із заданим законом зміни осьового і крокового зсуву по висоті вінця дозволяє забезпечити менші профільні втрати і більші критичні кути атаки в порівнянні з однопрофільними лопатками[4] а відповідно і адіабатичний напір.

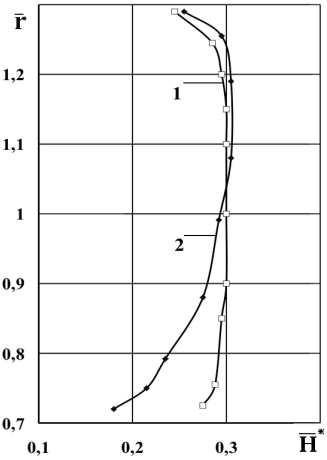


Рис. 2. Розподіл коефіцієнта адіабатичного напору по радіус за робочим колесом:
1 – дворядне РК;
2 – однорядне РК

На рис. 2 приведений розподіл коефіцієнта адіабатичного напору по радіусі за робочим колесом із дворядними та однорядними лопатками при розрахунковому коефіцієнті витрати ступеня $\overline{C}_a = 0.48$. З рисунка видно, що ступень осьового компресора з дворядними лопатковими вінцями має більш рівномірний розподіл адіабатичного напору по висоті вінця при більш високих (до 40%) значеннях у втулкових перерізах. Застосування управління обтіканням лопаток дозволяє підвищити ККД осьового компресора на 3...4%.

З метою зниження вторинних втрат, які мають місце особливо в ступенях з постійною циркуляцією, в кореневих перерізах робочих і направляючих лопаток та підвищення стійкості пограничного шару в перерізах близьких до середніх були досліджені лопаткові вінці які виконані з протоками (рис. 3) [5]. Для цього канали *2*, виконані в пері *1* лопатки, розташовуються під гострим кутом до осі пера *1*. На спинці пера в кореневому перерізі, в області двогранного кута, утвореного поверхнею лопатки і втулкою, виконана щілина *3*, з якою з'єднані вхідні отвори каналів. Вихідні отвори каналів *4* розташовані в середній частині спинки пера в області вхідної кромки. Така конструкція лопатки дозволяє відводити частину газу з прикордонного шару зі спинки пера із області двогранного кута, утвореного поверхнею лопатки і втулкою , і видувати цей газ в середній частині спинки пера в області вхідної кромки. У результаті цього знижуються вторинні втрати в кореневих перетинах і підвищується стійкість пограничного шару в середніх перетинах пера лопатки. В даному випадку має місце ефект зниження втрат

повного тиску, викликаних розвитими вторинними течіями в районі двогранного кута в канал між лопатками. Крім того, процес видалення пограничного шару з поверхні лопатки інтенсифікується за рахунок відцентрових сил. Причому, використання відцентрових сил робить сам процес відводу пограничного шару мало залежним від радіального та осьового перепадів тиску, які істотно міняються при зміні кутів атаки.

Відстань від вхідної кромки до краю щілини $x_{щ}$, кут нахилу щілини відносно перпендикуляра до осі пера лопатки ω, довжина щілини l, ширина щілини a, крок вхідних отворів каналів по довжині щілини t_1, висота розміщення вихідних отворів каналів $h_{вих}$, їхній діаметр d, крок по висоті пера t_2 і відстань від вхідної кромки до їхніх центрів $x_{вих}$ визначаються відповідно з співвідношеннями представленими в роботі [5].

При обертанні робочого колеса за рахунок перепаду статичного тиску, що має місце при обтіканні профілю лопатки, а також за рахунок відцентрових сил, що діють на газ в каналах, відбувається відвід частини газу з пограничного шару зі спинки в кореневому перетині в районі двогранного кута, утвореного поверхнею лопатки і втулкою, і видув цього газу в середніх перетинах спинки пера в області вхідної кромки, внаслідок чого запобігається нагромадження і відрив пограничного шару в кореневих перетинах і збільшується енергія пограничного шару в середніх перетинах спинки пера. У результаті знижуються вторинні втрати в кореневих перетинах і підвищується стійкість пограничного шару в середніх перетинах пера лопатки.

Використання протоків можливе за рахунок більшої товщини профілю лопатки в кореневому перерізі при законі профілювання з постійною циркуляцією. Для оцінки ефективності використання осьового компресора з розробленими лопатковими вінцями були проведені експериментальні дослідження ступеня осьового компресора.

По результатам експериментальних досліджень було отримано розподіл адіабатичного напору по висоті лопаткового вінця (рис. 4). З рисунка видно, що в перерізах біля втулки адіабатичний напір ступеня з розробленими лопатковими вінцями більший на 12…15% ніж у ступеня з традиційними лопатковими вінцями. Після проведення осереднення по площі прохідного перерізу та витраті повітря ККД ступеня складав на 2…3 % більше ніж у ступеня прототипу.

Ефективність двохрядних лопаткових вінців та вінців з протоками за результатами експериментальних досліджень практично однакова. Однак, основною проблемою як в першому так і в другому випадку є забезпечення достатніх запасів міцності. В даному випадку, за результатами попередніх розрахунків на міцність більшу перевагу мають лопаткові вінці з протоками. Окремим питанням стоїть проблема складності та вартості виготовлення розглянутих лопаткових вінців. Застосування щілинних лопаткових вінців із аналізу попередніх теоретичних та експериментальних досліджень [6] дозволяє покращити характеристики ступеня осьового компресора при достатніх запасах міцності. Однак, питання технологічності та вартості виробництва остається відкритим.

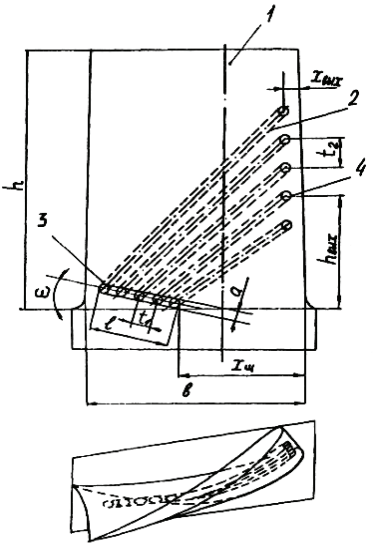


Рис. 3. Робоча лопатка осьового компресора з протоками

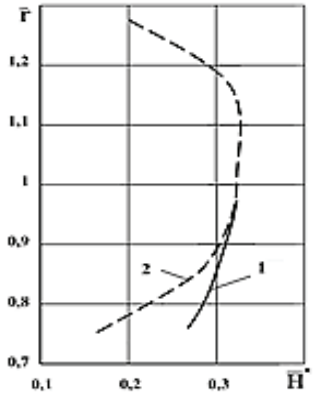


Рис. 4. Розподіл адіабатичного напору по висоті лопаткового вінця:
1 – з управлінням пограничним шаром;
2 – без управління пограничним шаром

Висновки

Застосування пасивних методів управління пограничним шаром дозволяє значно покращити характеристики ступеня осьового компресора. Питання забезпечення достатніх запасів міцності, технологічності лопаткових вінців з пасивним управлінням пограничним шаром потребує окремих фундаментальних досліджень. Особливий інтерес представляє дослідження щілинних лопаткових вінців ступеня осьового компресора.

Список літератури

1. *Холщевников К.В., Емин О.Н., Митрохин В.Т.* Теория и расчета виационных лопаточных машин: Учебник для студентов вузов по специальности «Авиационные двигатели». 2-е изд., и доп. – М.: Машиностроение, 1986. 432 с. 1978. 76 с.
2. *Терещенко Ю.М.* Аэродинамическое совершенствование лопаточных аппаратов компрессоров. М.: Машиностроение, 1989. 240 с.
3. *Гостелоу Дж.*Аэродинамика решеток турбомашин: Пер. с англ.-М.: Мир, 1987.- 392 с., ил.
4. Авторское свидетельство СССР №1725603А1, кл. F 04 D 29/38. Двухрядная рабочая лопатка компрессора. 1991 г.
5. Авторское свидетельство СССР №1760177А1, кл. F 04 D 29/38. Рабочая лопатка турбомашины. 1992 г.
6. Bogdanov M.Y., Grekov P.I., Kapitanchyk K.I., Lastivka I.A. Construction of compressor stage blade row according to the gas-dynamic calculation // Наукоємні технології, 2012. - №1, с. 5-8.

УДК 629.7.035.03-036.34

К.В. Дорошенко к.т.н, Ю.Ю.Терещенко к.т.н. НАУ
(Національний авіаційний університет, Україна, Київ)

ТЕЧІЯ В КОМПРЕСОРНИХ РЕШІТКАХ ПРИ ВЕЛИКИХ ВІД'ЄМНИХ КУТАХ АТАКИ

В роботі приведено результати чисельного дослідження зміни товщини примежового шару при від'ємних кутах атаки для лопаткового вінця осьового компресора.

Одним з чинників, який необхідно враховувати при визначенні оптимальних параметрів компрессора, є робота лопаткового вінця на режимах «запирання» по витраті повітря, які мають місце при дроселюванні двигуна в умовах заходу літака на посадку, коли швидкість літака ще достатньо висока.

На рис.1 зображена схема течії в решітці аеродинамічних профілів та позначено основні кінематичні параметри потоку, що визначають рехим «запирання » решітки за витратою повітря.

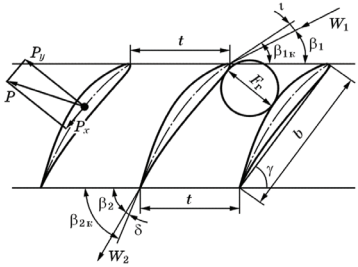


Рис.1 Схема течії в решітках аеродинамічних профілів

У режимах запирання течію повітря в компресорній решітці можна розмежовувати на ділянки конфузорної (до горла) та дифузорної (за горлом) течій). Якщо течія потоку в горлі міжлопаткових каналів відповідає умові $w_г=a_{кр}$, то виникає режим запирання з максимальною витратою повітря. Ця умова є основою визначення режимів запирання решіток за витратою повітря, коли максимальна витрата повітря через решітку відбувається при докритичних параметрах потоку на вході.

До основних обмежень режимів роботи ступеня компресора належать обмеження за великих позитивних кутах атаки, та режими запирання ступенів компресора за витратою повітря при від'ємних кутах атаки .

Аеродинамічний розрахунок ступенів осьового компресора починається з розрахунку течії повітря в елементарних ступенях, які моделюються решітками аеродинамічних профілів. З використанням аеродинамічних характеристик компресорних решіток можна розраховувати характеристики ступенів осьового компресора та визначати характерні обмеження режимів його роботи.

При течії реального газу в компресорній решітки на поверхні профілів формується пристінний примежовий шар. Внаслідок його створення зменшується площа прохідного перерізу горла міжлопаткових каналів, що в свою чергу, впливає на режим течії та виникнення режимів запирання. Відривні течії широко розповсюджені в природі та практиці і їх опис важливий для інженерних розрахунків. Оскільки виникнення відриву є результатом в'язкої - нев'язкої взаємодії шарів течії, для його передбачення необхідно точно моделювати як в'язкі, так і нев'язкі процеси. При цьому необхідно враховувати, що вони взаємодіють нелінійно. Відомо, що розташування точки відриву залежить від стану примежового шару перед зоною взаємодії. Турбулентний примежовий шар більш стійкий до відриву, ніж в ламінарній, оскільки в'язке зсувне напруження, що протидіє градієнту тиску, в турбулентному шарі вище, ніж в ламінарному. Отже, при дослідженні відривних течій необхідно враховувати та досить точно моделювати стан примежового шару.

На сьогоднішній день існує багато робіт, в яких досліджено вплив примежового шару, режими запирання осьових компресорів [1,2,3,4].

На жаль на даний час досить обмежені дані про результати експериментальних або розрахункових досліджень впливу від'ємного кута атаки на характер обтікання лопаткового вінця. Відсутні також дані про залежність параметрів примежового шару від від'ємного кута атаки компресорних решіток. Тому в даній роботі ставиться задача дослідити характер зміни товщини примежового шару при від'ємних кутах атаки.

Для оцінки впливу параметрів примежового шару на режими "запирання" компресорних решіток використовується метод визначення інтегральних характеристик турбулентного примежового шару в горлі міжлопаткового каналу, змінюючи його товщину за довжиною профілю, залежністю виду [2]:

$$\delta_{\text{г}} = kx_{\text{г}} \cdot \frac{1}{\sqrt[5]{\text{Re}_{\text{г}}}} \ .$$

У цьому виразі: $x_{\text{г}}$ – координата перерізу горла міжлопаткового каналу (від носка профілю); k- коефіцієнт, що характеризує геометричні параметри решітки і визначається за даними експериментальних досліджень (для решіток із тонких пластинок з густотою $\frac{b}{t}$<1,5 і коефіцієнтом k≈0,37); $\text{Re}_{\text{г}} = \frac{w \cdot x_{\text{г}}}{\upsilon}$ – критерій Рейнольдса для точки з координатою $x_{\text{г}}$.

Для компресорних решіток точка переходу ламінарного примежового шару в турбулентний розташована біля вхідної кромки лопатки і тому розрахунок примежового шару як для турбулентного можна здійснити за всією довжиною хорди лопатки.

Товщина витискання для перерізу в горлі міжлопаткового каналу буде визначатися формулою: $\delta_{\text{г}}^{*} = \delta_{\text{г}} \cdot \frac{1}{n+1}$, де коефіцієнт n = 1,43 ... 2,5.

Сучасні методи розрахунку осьових компресорів базуються на використанні чисельного експерименту, аналітичних методів і фізичного експерименту. Практичний інтерес представляють узагальнені залежності, які можна було б використовувати при проектуванні осьових компресорів.

В роботі розглядається ізольований вінець лопаток. Основні характеристики: число лопаток – 36; кореневий діаметр по вхідній кромці – 0,3576 м; периферійний діаметр по вхідній кромці – 0,5074 м; витрата повітря - 20,19кг/с; повний тиск на вході – 101325 Па; повна температура на вході – 288,15 К; робоче тіло – повітря. Меридіональний переріз вінця лопаток зображено на рис.2.

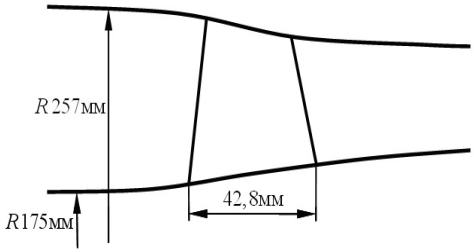


Рис.2. Меридіональний переріз вінця лопаток

Для розрахунку було побудовано адаптивну розрахункову сітку з 1,5 млн. комірок, система рівнянь Нав'є-Стокса замикалася моделлю турбулентної в'язкості SST Ментера.

В роботі розглянуто обтікання лопаткового вінця при різних від'ємних кутах атаки в діапазоні від 0 до -48º.

На рис.3 та 4 для прикладу зображено миттєве поле швидкості при обтіканні вінця лопаток при різних від'ємних кутах атаки (для середнього радіусу).

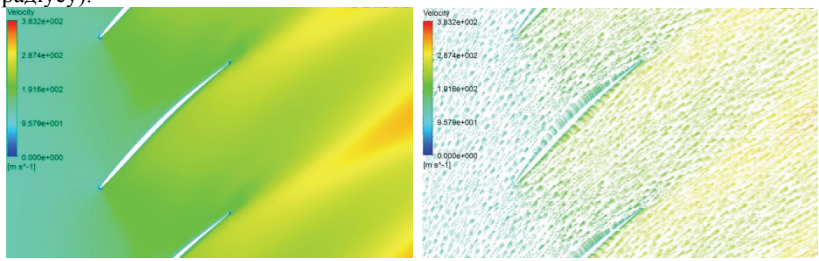


Рис. 3. Миттєве поле швидкості при i=0

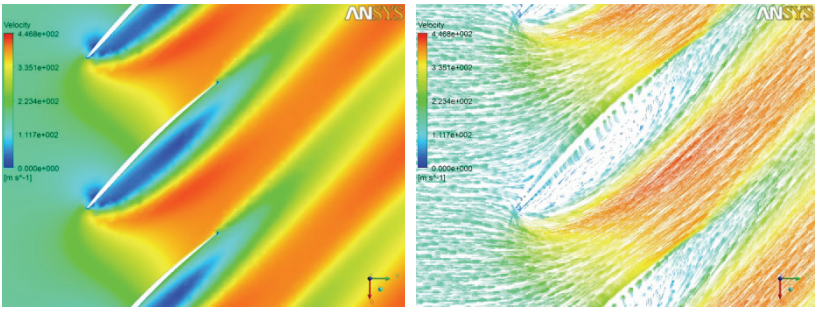


Рис. 4. Миттєве поле швидкості при *i*=-48

За результатами розрахунків було побудовано залежність товщини примежового шару в горлі міжлопаткових каналів від кута атаки (рис.5). Результати розрахункового дослідження свідчать про суттєву зміну структури примежового шару та зменшення площини «живого перетину» в горлі міжлопаткових каналів, тобто критичні режими (режими «запирання») лопаткових вінців мають наступати значно раніше (за витратою повітря) ніж визначено для течії без урахування змін примежового шару.

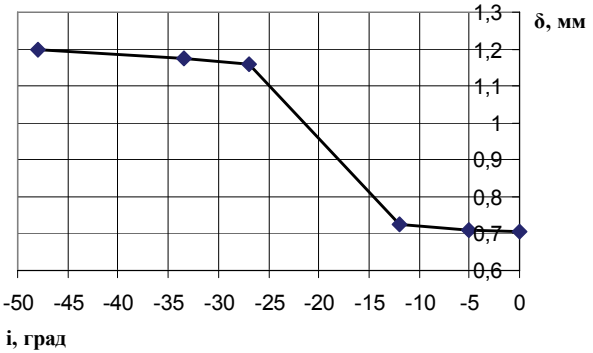


Рис.5. Залежність товщини примежового шару в горлі від кута атаки

Висновки

Результати розрахункового дослідження свідчать про суттєвий вплив примежового шару та площину «живого перетину» в горлі міжлопаткових каналів при обтіканні з від'ємними кутами атаки. Це свідчить про необхідність уточнення методик визначення зривних характеристик багаступеневого осьвого компресора, коли границя зриву визначається режимами «запирання» в останніх ступенях компресора.

Список літератури

1. Аэродинамика силовых установок [Текст] //Сб.ст.-ЦАГИ –(Труды Центрального аэрогидродинамического института им. Н.Е.Жуковского) Вып.2534, 1994. – 42с.

2. Терещенко Ю.М. Аэродинамическое совершенствование лопаточных аппаратов компрессоров [Текст] / Ю.М. Терещенко – М.: Машиностроение, 1987. – 168с.

3. Терещенко Ю.М. Аэродинамика компрессорных решеток [Текст] / Ю.М. Терещенко – М., Машиностроение, 1079. – 120 с.

4. Хауторн У.Р. Аэродинамика турбин и компрессоров Пер. с англ. [Текст] / У.Р. Хауторн – М., Машиностроение, 1970. – 603 с.

УДК 629.735.03

Ф.И. Кирчу, к.т.н. (НАУ, Украина, Киев)
Мохаммади Пейман, аспирант (НАУ, Украина, Киев)

УПРАВЛЕНИЕ ОТРЫВНЫМИ ТЕЧЕНИЯМИ НА ПОВЕРХНОСТИ КОМПРЕССОРНЫХ ЛОПАТОК ПУТЕМ ПРИМЕНЕНИЯ ПРОДОЛЬНЫХ ВИХРЕВЫХ СТРУКТУР

В работе представлены результаты численного моделирования дозвуковой компрессорной решетки с применением продольных вихревых структур с целью воздействия на отрывные течения. Определено влияние продольных вихревых структур на поверхности лопаток на характеристики компрессорных решеток.

В настоящее время большой интерес исследователей вызывают стационарные и не стационарные продольные локализованные возмущения, что обусловлено важностью их роли в процессе ламинарно-турбулентного перехода в различных сдвиговых течениях. Их интенсификация на аэродинамических поверхностях позволяет затянуть (снизить интенсивность) отрывные течения на большие углы атаки. Известны методы интенсификации таких течений путем применения турбулизаторов как механических так и газодинамических [1-5]. Однако такие системы сложны в исполнении, особенно на малоразмерных объектах каковыми являются лопатки осевых компрессоров. В данной работе предлагается использовать фрезерованные каналы на верхней поверхности лопаток, которые создают крупномасштабные вихревые структуры, позволяющие наполнить энергией обедненные зоны и предотвратить (снизить эффективность) отрывные течения.

Учитывая то, что к настоящему времени разработано обширное количество вариантов моделей турбулентности и в значительной степени развиты численные методы моделирования позволяющие с достаточной степенью адекватности воспроизводить особенности состояния турбулентного потока, проведение численных экспериментов проводилось с использованием специализированных газодинамических пакетов реализованных в программном комплексе ANSYS.

Для расчета использовалась трехмерная модель дозвуковой компрессорной решетки КР-33 (рис. 1) [6], которая состояла из профилей винтовой серии ВС-10, средняя линия которых сгибалась по дуге окружности с относительной толщиной профиля c=0,087. Основные геометрические характеристики и координаты профиля решетки приведены на рис. 1.

В данной работе расчетная модель построена в программе SolidWorks 2010 и затем с помощью программы ICEM CFD наносилась расчетная сетка. Максимальные размеры элементов сетки задавались 0.1мм до 3мм и минимальные размеры от 0.01мм до 0.1мм. Суммарное количество элементов расчетной сетки составляет 2015280.

Конструктивные углы установки лопатки: β_{2k}=111 β_{1k}=43°

Угол сгиба профиля $\theta = \beta_{2k} - \beta_{1k}$=68°

угол установки γ=76,5°

Хорда b=52 мм

Относительный шаг решетки t/b=0,385, t/b=0,6.

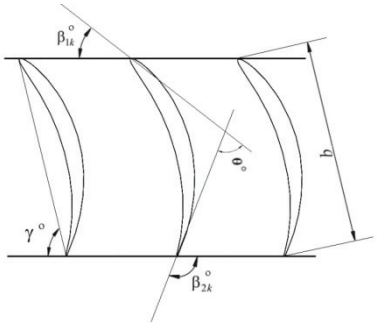


Рис.1. Параметры компрессорной решетки

Форма турбулизирующих каналов предоставлена на рис2. Она обусловлена необходимостью переноса течения из центральной части лопаток к концевым поверхностям, где отрывные течения наступают в первую очередь, а затем замыкаются и поглощают всю поверхность.

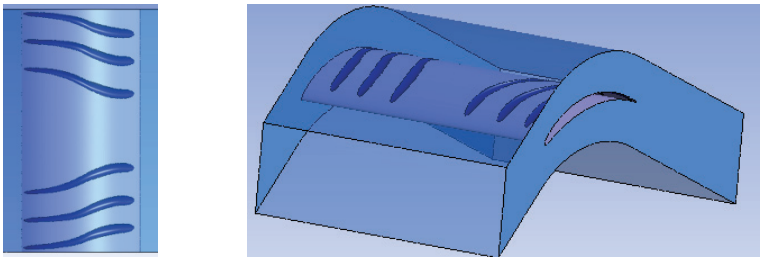


Рис.2 Форма и место расположения каналов на поверхности лопатки.

Каналы имеют в сечении полукруглую форму, максимальный диаметр находится возле передней кромки а минимальный у задней кромки. Максимальный радиус канал равен 2,00 мм, минимальный – 0,9 мм, максимальная глубина канала находится на 20% длины хорды от передней кромки и равна 1,5 мм. Каналы располагаются двумя группами по три в каждой с расстоянием друг от друга равным 12 мм.

При моделировании в качестве модели турбулентной вязкости в данной работе применялась модель SST-Mentera. Граничные условия (рис. 3) на поверхностях жестких стенок (лопатка, поверхность каналов и боковые стенки) задавались как адиабатическая стенка с полным прилипанием потока. На входе задавались полное давление, полная температура и скорость потока, на выходе – статическое давление (свободный выход).

В работе представлены результаты исследования двух объектов, которые отличаются только значением относительного шага лопаток, у первого это t/b = 0.385, а у второго t/b = 0.6. Достоверность расчетов оценивалась сравнением результатов моделирования с экспериментальными данными [7]. Их оценка показала приемлемую погрешность на уровне 5-7%.

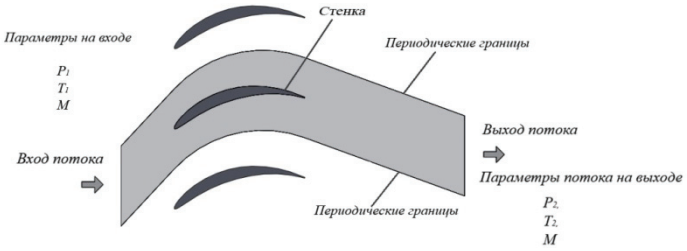


Рис.3. Расчетная область компрессорной решетки

Влияние продольных вихревых структур сгенерированных каналами на поверхности лопаток оценивалось углом поворота потока $\Delta\beta = f(i)$ и коэффициентом потерь полного давления $\zeta = f(i)$ (рис 4, 5), где *i*- угол атаки.

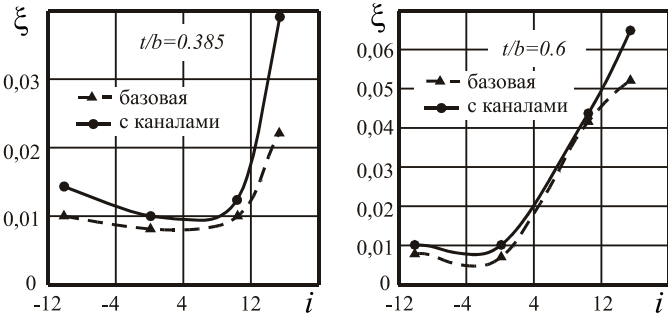


Рис. 4. Зависимость коэффициента потерь полного давления от угла атаки для базовых решеток и с продольными вихревыми структурами

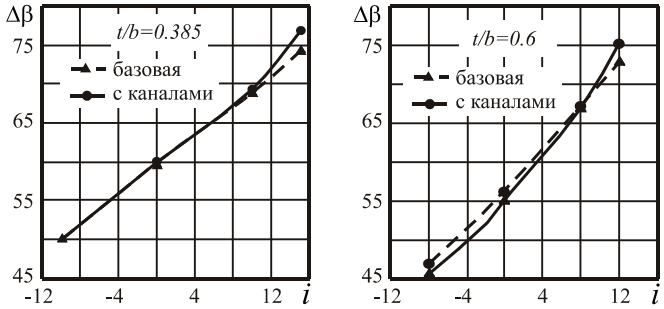


Рис. 5 Рис. 4. Зависимость угла поворота потока от угла атаки для базовых решеток и с продольными вихревыми структурами

Анализ результатов показывает, что каналы оказывают положительное влияние при больших углах атаки (больше 7°), затягивая отрыв потока на большие углы атаки.

Эффективность каналов повышается при увеличении густоты решеток, так при увеличении густоты с 0.385 до 0.6, в диапазоне эксплуатационных углов атаки потери практически равны потерям решеток с гладкими лопатками. На малых углах атаки фрезерованные каналы вызывают повышенные потери по сравнению с гладкими профилями в среднем на 5–7 %. На углах атаки больше 7° происходит повышение угла поворота потока в среднем на 2 – 4%.

Выводы

Применение каналов, генерирующих продольные вихревые структуры, на поверхности лопаток, позволяет управлять отрывными течениями в межлопаточных каналах осевых компрессоров. Однако эффективность данного способа не достаточно высока. В первую очередь это может быть связано с формой и геометрическими размерами самих каналов, а также их места расположения. Для повышения эффективности данного способа в дальнейшем необходимо привлекать процедуры оптимизации, которые позволят более тщательно рассчитать характеристик турбулизирующих каналов и выявить связи между вихревыми структурами основным потоком в межлопаточных каналах.

Список литературы

1. Law C. H., Wennerstrom A. J., Buzzell W. A. The Use of Vortex Generators as Inexpensive Compressor Casing Treatment// SAE Paper, 1976.- vol. 760925. –35 pp.
2. McCormick D. C. Shock Boundary Layer Interaction Control With Vortex Generators and Passive Control // AIAA J., 1993. - Vol. 93, No. 1. – P. 91-96.
3. Gammerdinger P. M. The Effects of Low-Profile Vortex Generators on Flow in a Transonic Fan-Blade Cascade // Thesis, Naval Postgraduate School, Monterey, 1995. - Vol. 31, No. 2. – P. 15-21.
4. Greenblatt, D., and Wygnanski, I., “The Control of Flow Separation by Periodic Excitation,” Progress in Aerospace Sciences, Vol. 36, 2000, pp. 487-545.
5. Bons, J., Sondergaard, R., and Rivir, R. “The Fluid Dynamics of LPT Blade Separation Control Using Pulsed Jets,” ASME Journal of Turbomachinery, Vol. 124, No. 1, pp. 77-85, 2002.
6. СвечниковВ.С., КирилловА.Б., Аэродинамические характеристики компрессорных решёток // Труды ЦАГИ. –М.:БНТЦАГИ, 1957. – вып. № 142. – 56 с.
7. Кирчу Ф.И., Мохаммади Пейман, И.Ф. Кинащук, Моделирование трехмерного вязкого течения в лопаточных венцах направляющих аппаратов осевых компрессоров // Вісник Національного технічного університету «ХПІ». Збірник наукових праць. Тематичний випуск: Нові рішення в сучасних технологіях. – Харків: НТУ «ХПІ», 2012. – №18. – С. 107-112.

УДК 629.735.015.4.017.1/018.4-03:
620.178.38:513.6 (045)

Н.С. Кулик, д.т.н., (НАУ), Україна
М.О. Ковешніков к.т.н. (НАУ) Україна
Я. А. Петрук, аспірант (НАУ), Україна

МЕТОДИ ДОСЛІДЖЕНЬ ТЕРМОЦИКЛІЧНОЇ ДОВГОВІЧНОСТІ ЖАРОМІЦНИХ АВІАЦІЙНИХ СПЛАВІВ І ДЕТАЛЕЙ ГАЗОТУРБІННИХ ДВИГУНІВ

Стаття містить аналіз досліджень термоциклічної довговічності авіаційних жароміцних матеріалів і обґрунтовану необхідність досліджень в експериментальній установці на базі відомих методів навантаження та термічного защемлення *Коффіна.*

Постановка проблеми Характерні дефекти ГТД.

Одна з найважливіших проблем розвитку повітряного транспорту - забезпечення високої експлуатаційної надійності авіадвигунів протягом заданого терміну служби [1].

Сучасний авіаційний газотурбінний двигун (ГТД) є складним пристроєм, міцність якого забезпечується в умовах малої ваги і оптимальних габаритів. А його досконаліть досягається, головним чином, шляхом підвищення температури газів по тракту двигуна, збільшення тиску газів і частоти обертання роторних деталей. Наслідком такої зміни параметрів робочого процесу є значне підвищення теплової та динамічної завантаженості основних елементів «гарячої частини» двигуна, який приводить у ряді випадків до відмов деталей його «гарячої частини».

При цьому особливого значення набуває удосконалення методів визначення ресурсних можливостей деталей «гарячої частини» ГТД і, перш за все соплових і робочих лопаток, дисків турбін, елементів камери згоряння і т.д. Перераховані конструктивні елементи, як показує досвід, в значній мірі визначають терміни служби і рівень надійності двигуна в цілому.

Аналіз відмов газотурбінних двигунів свідчить про більший «внесок» елементів «гарячої частини» в відмови і дострокові зняття двигуна (ДЗД), в порівнянні з деталями інших конструктивних груп.

Основні конструктивні групи та елементи, відповідальні за працездатність ГТД: повітряний тракт компресора – 29% відмов, «гаряча частина» – 36% (у тому числі соплові, робочі лопатки і диски турбіни), редуктори і приводи – 17%, опори роторів – 9% та інше.

Якщо взяти до уваги, що відмови, викликані самими різними причинами, носять чисто випадковий характер, тоді кількісне визначення надійності ГТД може бути оцінений шляхом обробки даних експлуатації про відмови двигунів за допомогою апарата математичної статистики і теорії ймовірності, що є рішенням статистичної задачі надійності. Однак такий підхід до оцінки надійності не дозволяє безпосередньо враховувати умови навантаження і зміни міцнісних властивостей конструкції, а так само не передбачає кількісної оцінки впливу на довговічність конструктивно-технологічних та експлуатаційних факторів. Встановлення ж кореляційних зв'язків між факторами, що впливають на довговічність – навантаженням, міцністю і надійністю вимагає найрізноманітнішої

і обширної інформації, яку не завжди вдається вчасно отримати, обробляючи тільки дані по відмовах при експлуатації виробу.

Прагнення розкрити фізичну сутність явищ, що відбуваються при роботі конструктивних елементів двигуна, врахувати вплив різних факторів на працездатність двигуна, вести облік виробітку ресурсу двигуна в залежності від умов його роботи робить необхідним поділ завдання з оцінки надійності на дві: статистичну та функціональну.

Оцінки статистичної надійності виводяться за результатами спостережень відмов у процесі експлуатації і дозволяють визначити характеристики надійності. Однак аналіз причин цих відмов вельми ускладнений і в ряді випадків зовсім неможливий через відсутність точних відомостей про зміни міцності і завантаженості в процесі експлуатації.

Функціональна надійність, перш за все, визначається характеристиками міцності матеріалу конструктивного елемента, величинами навантажень, що діють на нього і законами зміни цих характеристик в часі, представленими в ймовірносно-статистичному аспекті. Розташовуючи закономірностями зміни характеристик міцності та навантаження в часі, можна з наперед заданою вірогідністю визначити момент часу, коли міцність буде дорівнює граничним напруженням, викликаним навантаженням, тобто коли відбудеться руйнування.

Оцінці довговічності конструктивних елементів в даний час приділяється велика увага. Однак існуючі методи оцінки довговічності не вільні від недоліків, оскільки вони не враховують взаємовпливу конструктивно-технологічних та експлуатаційних факторів, а також повний обсяг спектру навантажень.

Останнім часом посилено розробляються методи прискорених ресурсних випробувань авіадвигунів, які в сукупності з результатами звичайних ресурсних випробувань і даними експлуатації дозволили б прогнозувати надійність і довговічність, як окремих деталей і вузлів, так і всього виробу в цілому [2].

Необхідно відзначити, що розробка методів прискорених ресурсних випробувань авіадвигунів [2] є дуже складним і трудомістким завданням, що вимагає повних відомостей про завантаженості конструкцій, всебічних характеристик довговічності матеріалів, що працюють в режимах як однокомпонентного, так і багатокомпонентного навантаження в широкому діапазоні температур. Тому вирішення задачі по розробці методів прискорених випробувань суто експериментальним шляхом, що засновується на пошуку оптимальних програм нагруження готового виробу, не завжди є раціональним.

З метою встановлення основних причин і механізмів пошкоджуваності в залежності від експлуатаційних умов навантаження зупинимося докладніше на найбільш характерних дефектах деталей "гарячої частини" ГТД виявляються в експлуатації і при ремонті. Найбільш характерними дефектами є:

- по камері згоряння: короблення, термовтомне розтріскування жарових труб і корпусів, а також прогари названих деталей. Причинами виникнення перелічених дефектів є, як правило, порушення процесу горіння палива;

– по сопловим апаратам: термовтомне розтріскування кромок внаслідок різких теплозмін, а також високотемпературні ерозійно-корозійні пошкодження;

– по робочих лопатах: термовтомне розтріскування крайок, пластичне деформування і обрив бандажної полки під дією термомеханічних навантажень, а також можливого високотемпературного ерозійно-корозійного пошкодження;

– по дисках турбін та дефлекторах характерним є виникнення і розвиток втомних тріщин в районі концентраторів напружень: замкових пазів, виступів «гарматного замка», а також в місцях фланцевого з'єднання дисків між собою та з валом турбіни, під впливом циклічних знакозмінних термомеханічних напружень, а також під впливом циклічних знакопостійних механічних завантажень.

Аналіз навантаженності основних конструктивних елементів «гарячої частини» в умовах експлуатації.

У загальному випадку, всі деталі «гарячої частини» авіаційних ГТД піддані впливу нестаціонарних температур, статичних та динамічних механічних навантажень, а також значних термічних напружень, що виникають внаслідок нерівномірності розподілу температур в деталях.

Однак для різних деталей з вказаного комплексу навантажень можуть бути виділені основні, що роблять вплив на процес вичерпання їх довговічності. Для виявлення таких провідних факторів напруження розглянемо більш докладно особливості напруженого стану характерних елементів «гарячої частини» ГТД.

Так для жарової труби камери згоряння, враховуючи циклічність дії в процесі експлуатації термічних, а також змінних статичних і вібраційних компонентів навантаження, можна прийти до висновку, що пластичні деформації (викривлення) і термовтомне пошкодження (розтріскування) стінок жарових труб відбуваються внаслідок циклічної дії комплексних термомеханічних напружень.

Аналіз дефектів і руйнувань робочих і соплових лопаток турбіни ГТД показує, що вони в більшості випадків носять змішаний характер. На ранній стадії зародження і розвиток тріщин відбувається, як правило, на передній і задній крайках лопаток (в зонах накопичення найбільших пластичних деформацій) і носить термовтомний характер. Надалі, у міру зменшення живого перерізу лопатки, зростають і стають домінуючими статичні навантаження від відцентрових сил. Отже, можна зробити висновок, що високий рівень термовтомної пошкоджуваності лопаток турбін в експлуатації свідчить не стільки про недостатній запасі тривалої статичної та вібраційної міцності, на які здійснюється зазвичай розрахунок робочих лопаток, скільки про превалюючий вплив на початкову і подальшу пошкоджуваність крайках лопаток знакозмінних термоциклічної напружень, які до теперішнього часу при розрахунках лопаток практично не враховуються.

Аналогічним навантаженням, але в меншій мірі, піддані й інші корпусні елементи «гарячої частини» двигуна.

Аналіз публікацій [2,3,4] та інших досліджень довговічності жароміцних матеріалів в умовах термоциклювання, ще не дають відповіді на всі питання ресурсу і надійності ГТД.

Однією з перших робіт, присвячених дослідженню міцності і деформаційної здатності матеріалів в умовах теплозмін і повзучості, є робота Ліхачова В.Д. і Малигіна Г.А. Тут проведена систематизація накопичених до того часу відомостей про вплив різних факторів теплового і силового навантаження на протікання фазових перетворень, дифузійних і дислокаційних процесів, на виникнення температурних напружень I і II роду. У результаті досить переконливо показаний складний характер впливу циклічних теплозмін на зміну фізичних і міцнісних властивостей матеріалів. В працях Владимирова И.А. [5] та Третьяченка Г.М. [6] переконливо показана лінійна залежність пошкоджуваності матеріалів деталей від числа «запусків-зупинок» ГТД.

«Проведений аналіз літератури [7] показує, що необхідно подальше вивчення поведінки жароміцних турболопаткових матеріалів і робочих лопаток ГТД, що стали переважаючим типом двигунів в авіації та ряду інших галузях техніки, в умовах тривалого впливу високотемпературного газового потоку при стаціонарних та нестаціонарних стаціонарних режимах нагріву з урахуванням всього комплексу технологічних (тип матеріалу, стану поверхні, захисні покриття і т.п.) і експлуатаційних (асиметрії циклу напружень, термоциклювання, пошкодження поверхневих шарів, тривалість експлуатації і т.п.) факторів.»

Зазначені роботи [1-7] розширили уявлення про фізичну природу вичерпання міцності матеріалів в реальних умовах, проте не дають прийнятних практичних методів розрахунку довговічності конструктивних елементів.

Дослідження термічної втоми, при всьому різноманітті їх методів [8], прийнято відносити до трьох основних груп - *якісним, натурним і кількісним*, відповідають на практично важливі питання::

– *натурних випробувань* в умовах теплозмін, максимально наближеним до реальних, піддаються найбільш відповідальні деталі з метою оцінки їх довговічності при експлуатації. Вони набули поширення в практиці випробувальних станцій, заводських лабораторій і в спеціальних дослідженнях. Їх недоліками є велика тривалість, трудомісткість, собівартість, а також неможливість отримання, подальшого застосування та узагальнення кількісних відомостей про поведінку і властивості матеріалів в експлуатаційних умовах;

– *якісні методи* використовуються для порівняльної оцінки різних матеріалів, спо-собів обробки, покриттів в конкретних температурно-силових умовах. Вони не дозво-ляють оцінювати опір матеріалів циклічним термонапруженням заданої величини, не дозволяють використовувати отриману інформацію про поведінку матеріалів аж до руй-нування на різних модельованих режимах для встановлення фізичних залежностей, тео-ретичних узагальнень і практичних інженерних розрахунків на міцність і довговічність.

У зв'язку з викладеним, особливий інтерес представляють *кількісні методи досліджень* термомеханічної втоми, що відкриває перспективи створення

методів прогнозування довговічності деталей і вузлів за результатами випробувань на термічну і термомеханічну втому зразків найпростішої форми [8].

Найбільш поширеним способом експериментальних досліджень, що дозволяють вимірювати і аналізувати деформований і напружений стан зразків, являється метод Коффіна. Цей метод модернізований за авторським свідоцтвом № 873022 [9].

Спосіб дозволяє встановити вплив на довговічність окремо кожного з основних параметрів циклічного термомеханічного навантаження: рівнів температур, силових і температурних напружень.

Мета і завдання досліджень.

З вищенаведеного аналізу випливає, що нагруженність багатьох деталей «гарячої частини» авіаційних ГТД в основному характеризується циклічною зміною температури і комплексною дією термічних і статичних напружень. Основну частку пошкоджень матеріалів деталей ГТД (до 75%) вносять навантаження, що діють на нестаціонарних режимах експлуатаційного циклу, головним чином, на режимах «запусків» і «зупинок». У зв'язку з цим при випробуваннях матеріалів на термоциклічну довговічність можна на першому етапі не враховувати вплив навантажень, що діють на стаціонарних (крейсерських) режимах експлуатаційної програми, а в якості моделі навантаження прийняти безперервну циклічну зміна температури, статичних та спільних термомеханічних напружень $\sigma_{тм} = \Delta\sigma_{т} + \sigma_{ст}$ (рис. 1), що характерне для режимів «запусків» і «зупинок».

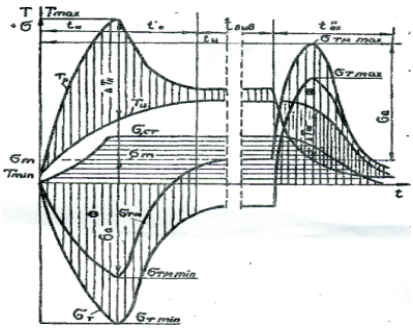


Рис. 1. Характер циклічного термомеханічного навантаження деталей ГТД

Як було зазначено вище, навантаження матеріалів за схемою (рис. 1) доцільно називати асиметричним циклічним термомеханічним навантаженням. Для вирішення задач прогнозування довговічності матеріалів і деталей «гарячої частини» при такому навантаженні необхідно проводити цілеспрямовані дослідження для заданих рівнів температур $T_{\min} \leftrightarrow T_{\max}$ екстремальних напружень $\pm\sigma_{\min} \leftrightarrow \sigma_{\max}$ та рівня асиметрії циклу напружень (рис.1,2).

Проведений аналіз літературних джерел показав, що, незважаючи на інтенсивні дослідження у нас в країні і за кордоном, а також зі створенням нових матеріалів зараз вимагають свого подальшого розвитку та уточнення розрахунково-теоретичні залежності для визначення довговічності матеріалів та деталей в зазначених умовах навантаження і не повною мірою відпрацьовані єдині (стандартні) методики випробувань матеріалів, способи і

пристрої для навантаження, а також методи обробки і представлення результатів експериментальних досліджень.

У зв'язку з викладеним, метою цієї роботи є дослідження термоциклічної довговічності жароміцних матеріалів при сумісній дії термічних і статичних навантажень в широкому діапазоні зміни асиметрії циклу напружень.

Для досягнення зазначеної мети передбачається вирішення низки основних та допоміжних завдань.

Основними завданнями слід вважати:

1) розробку методик розрахункової оцінки довговічності жароміцних матеріалів при спільній дії статичних, термічних і термомеханічних напружень;

2) вдосконалення експериментальної установки для випробувань матеріалів в зазначених умовах навантаження, розробку методики і програми випробувань;

3) отримання, обробку та статистичний аналіз результатів випробувань традиційних для традиційних і нових матеріалів ГТД;

4) вироблення практичних рекомендацій та висновків по роботі, впровадження результатів дослідження.

Вирішення першого завдання доцільно здійснювати на основі узагальнення граничних характеристик термоциклічної довговічності матеріалів, які необхідно отримати експериментальним шляхом. Найбільш точне рішення цієї задачі можна отримати шляхом аналітичного опису експериментальних поверхонь граничних напружень, відповідних спільної дії статичних і термічних напружень (на рис.2, а, така поверхня виділена поздовжньої штрихуванням). Експериментальні точки на зазначених поверхнях можна визначити в результаті випробувань матеріалів на довговічність за схемою навантаження, наведеної на (рис. 2, б), яка є спрощеною моделлю реального процесу циклічного термомеханічного навантаження матеріалу деталей ГТД (див. рис.1).

З метою створення методики розрахунку термоциклічної довговічності, що не вимагає для своєї реалізації спеціальних експериментальних даних, рішення першого завдання представляється доцільним виконувати на основі раніше накопичених даних про довготривалу міцності матеріалів. У цьому зв'язку виникає допоміжне завдання температурно-часової апроксимації характеристик довготривалої міцності сучасних жароміцних сплавів.

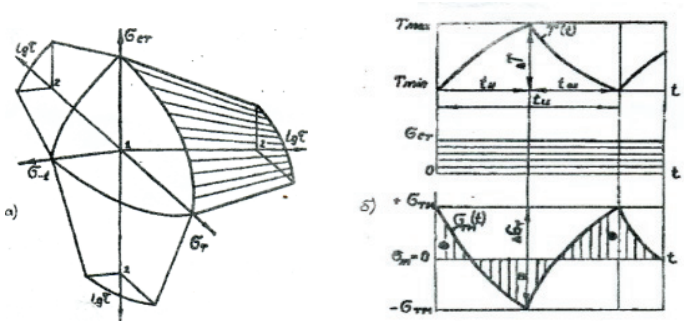


Рис. 2 Галузь дослідження граничної термомеханічної втоми матеріалів і схема навантаження при випробуваннях зразків

Розроблена методика випробувань повинна передбачати кількісну реєстрацію основ-них параметрів випробувань (температур, напружень та деформацій). У зв'язку з тим, що температура випробуваного зразка надає найбільш істотний вплив на його напружений, деформований стан і термоциклічну довговічність, необхідно окремо поставити допо-міжну завдання розрахункової і експериментальної кількісної оцінки теплового стану зразків з метою виявлення його ролі в накопиченні пластичних деформацій і термовтом-них пошкоджень матеріалів в заданих умовах навантаження та термоциклювання.

Оскільки дані випробувань жароміцних матеріалів на термоциклічноу довговічність мають істотний розкид, в роботі ставиться задача складання методики статистичної обробки результатів випробувань з метою встановлення закону розподілу довговічності зразків та оцінки параметрів цього закону.

Для розробки практичних рекомендацій щодо підвищення термоциклічної довговічності деталей ГТД в досліджуваних умовах навантаження, а також для перевірки запропонованих розрахункових методів необхідно в достатній кількості отримати експериментальні дані та виконати їх всебічний аналіз та узагальнення.

ВИСНОВКИ:

1. Незважаючи на всі складнощі, які стоять на шляху вирішення цієї проблеми, вже зараз можуть бути отримані окремі рішення. Повне вирішення цієї проблеми дозволить оцінювати ступінь пошкоджуваності, внесену тим чи іншим режимом роботи двигуна, в залежності від умов експлуатації та якості проведеного технічного обслуговування «за станом».

2. Обробка зазначеної інформації за спеціальними алгоритмами дозволить отримувати відомості про вироблення деталями моторесурсу, своєчасно призначати заходи щодо проведення належного технічного обслуговування «за станом», грамотно ставити вимоги перед промисловістю при створенні нових конструкції та обгрунтовано вирішувати питання щодо встановлення ресурсів та продовження термінів служби ГТД.

Список літератури

1. *Акимов В.М.* Основы надежности газотурбинных двигателей. – М.: Машиностроение, 1981. – 207 с.
2. *Кузнецов Н.Д., Цейтлин В.И.* Эквивалентные испытания газотурбинных двигателей. – М.: «Машиностроение», 1976. – 216 с.
3. *Баландин Ю.Ф.* Термическая усталость металлов. – Л.: Судопромгиз, 1967. – 272 с.
4. *Бычков Н.Г.* Испытания материалов на термическую усталость при действии статической нагрузки. – Зав.лаб.,1970, т.36, №5. – С.591-595.
5. *Владимиров И.А.* Термостойкость деталей авиационных двигателей. –В кн. Термостойкость жаропрочных сплавов. Сб. науч. труд./Всесоюзн. науч. иссл. ин-т авиац. материаловед.(ВИАМ), ред. Скляров Н.М. – М.: Оборонгиз, 1962. – С.86-103.
6. *Третьяченко Г.Н. и др.* Несущая способность лопаток газовых турбин при нестационарном тепловом и силовом воздействии. – К.: наук. думка, 1975. – 295 с.
7. *Грязнов Б.А., Городецкий С.С., Налимов Ю.С.* и др. Усталость жаропрочных сплавов и рабочих лопаток ГТД / Отв. ред. Трощенко В.Т., АН Украины, Ин-т проблем прочности. – К.: Наукова думка, 1992. – 264 с.
8. *Ветров А.Н., Ковешников Н.А*. и др. Исследование долговечности жаропрочных сплавов при циклическом термомеханическом нагружении. – К.: КИИГА, вып. I // Надёжность и долговечность авиационных двигателей, 1976.– С.41-45.
9. *А.С. СССР №873022.* Установка для испытаний материалов на термомеханическую усталость / *Лозицкий Л.П., Ветров А.Н., Ковешніков Н.А.,* КИИГА. – М.: ВИНИПИ, 1981 – 4 с.

УДК 621.694.2:629.3082.3(045

М.С. Кулик, д.т.н., В.В. Козлов, к.т.н., П.І. Греков, к.т.н.,
К.І.Капітанчук, к.т.н., І.Е. Ясиніцька
(Національний авіаційний університет, Україна)

ТЕОРЕТИЧНІ МЕТОДИ ДОСЛІДЖЕННЯ ДОЗВУКОВИХ ГАЗОВИХ ЕЖЕКТОРІВ З ПОВОРОМ ПОТОКУ АКТИВНОГО ГАЗУ

В статті розглянуті методи дослідження дозвукових газових ежекторів. Проведений короткий аналіз можливості їх застосування при дослідження різних конструктивних схем газових ежекторів. Надані результати теоретичних досліджень дозвукових газових ежекторів.

Застосування ежекторних реактивних сопел (вихідних пристроїв) різного призначення створює додаткові проблеми, що відносяться до питань оптимального аеродинамічного проектування з метою підвищення ефективності їхнього застосування при мінімальних втратах енергії та зменшенні вартості їхнього життєвого циклу. Камера змішання газового ежектора може мати циліндричну чи перемінну по довжині площу перетину. Форма камери впливає на змішання газів. Камера змішування може також мати і інші геометричні форми, наприклад, з переходом із циліндричної в плоску (рис. 1) і інш. Сопло активного газу може бути осьовим або з поворотом потоку. Існуючі методи розрахунку ежектора складені в основному для циліндричної камери змішування. Процес змішання та вирівнювання швидкостей потоків по довжині камери змішання супроводжується втратами. Крім гідравлічних втрат у всіх елементах дозвукового газового ежектора мають місце специфічні втрати, пов'язані із самою суттю процесу змішання.

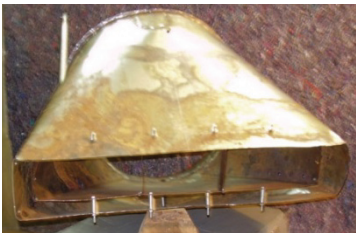


Рис. 1. Експериментальна камера змішування

Такими втратами є втрати кінетичної енергії й дифузії. Зниження втрат в елементах дозвукового газового ежектора є джерелом істотного підвищення ефективності сопел вихідних пристроїв сучасних ЛА з системами відхилення вектора тяги, реверса та збільшення тяги, системами зниження рівня шуму, інфрачервоного випромінювання, системами вентиляції підкапотного простору і т.д. Для стаціонарних ГТД зниження втрат в елементах дозвукового газового ежектора дозволяє ефективно застосовувати газові ежектори для вентиляції контейнера ГТД[1].

При виборі конструктивних параметрів газового ежектора і його розрахунку користуються узагальненими характеристиками. Це обумовлено тим, що один і той же ежектор може працювати на різних режимах і при різних співвідношеннях початкових параметрів газу. Узагальнені характеристики можна отримати на основі як теоретичних, так і

експериментальних даних. Одним із методів отримання теоретичних характеристик дозвукового газового ежектора є метод розрахунку по кінцевим перетинам. Задача розрахунку полягає в тому, щоб по заданих параметрах потоків у вхідному перетині камери змішування визначити коефіцієнт швидкості, повний тиск суміші газів та температуру гальмування у вихідному перетині камери на основі рішення рівнянь збереження маси, енергії, імпульсу потоку та рівняння стану [2]. Розглянутий підхід до узгодження режимів течії через перший і другий контур ежектора при його розрахунку представлений у роботах [2,3] не встановлює однозначної залежності між параметрами активного та пасивного газів.

Неоднозначність визначення статичного тиску на вході в камеру змішування для звукових та надзвукових течій активного газу також відмічено в роботах Дейча М.Є. [4]. Однак, якщо проблему розглядати з точки зору, що втрати енергії ΔE еквівалентні витраті енергії активного газу на зміну кінетичної енергії низьконапірного газу, то втрати енергії активного газу відбуваються за рахунок зменшення статичного тиску на вході в камеру змішування. В усіх перетинах змішувальної камери кінцевої довжини - у тому числі і у вихідному перетині - існує нерівномірність у розподілі параметрів газового потоку. Тому розрахунок ежектора по кінцевих перетинах, у яких потоки вважаються однорідними, у багатьох випадках є недостатнім. Найбільш неаргументованим припущенням є введення в модель ідеальної камери змішування про повне змішування. Камера змішування ЕВП має довжину порядку його діаметра. Тому профіль швидкості в вихідному перерізі камери змішування істотно неоднорідний. Зазначене обмеження довжини камери змішування призводить до зменшення приросту тиску потоку в ежекторі. Більш того, неоднорідність потоку через неповне змішування знижує ефективність дифузора і приріст тиску в ньому. У цілому характеристика ежектора проходить крутіше, ніж в ідеальному випадку. Підмішування холодного повітря відбувається менш інтенсивно.

Одним з додатків теорії вільної струї є розрахунок процесу змішання потоків в камері змішування ежектора. Застосування інтегрального методу розрахунку дозволяє провести розрахунок профілю швидкості по довжині камери змішування [2].На відміну від наближеної моделі ідеального змішувача інтегральний метод може бути застосований лише до осесиметричних ежекторів. Оскільки пелюсткові сопла значно покращують характеристики коротких ежекторів, бажано вміти розраховувати ефект підвищення ежекції без допомоги громіздких і вимагаючих багато часу на розрахунки тривимірних програм. Фактично сопло з довільною формою поперечного перерізу має осесиметричний еквівалент тієї ж площі, вони відрізняються один від одного тільки периметром. Однако, інтегральні методи також мають проблему з визначенням статичного тиску на вході в камеру змішування та,особливо, розрахунку течії з поворотом потоку активного газу. Іншою проблемою при розрахунку дозвукових ежекторів по кінцевим перетинам та інтегральними методами є розходження результатів теоретичних та експериментальних досліджень при великих коефіцієнтах ежекції[5].При великих коефіцієнтах

ежекції струмінь активного газу витікає в практично безграничний простір і відбувається виродження ежектора.

Серед різних підходів, застосовуваних до вирішення цієї проблеми, важливе місце займає математичне моделювання на основі рівнянь Нав'є-Стокса. В даний час його роль зростає з розвитком ЕОМ, вдосконаленням використовуваних моделей і чисельних методів, а також у зв'язку з можливістю замінити розрахунком дорогий, а в ряді випадків практично неможливий фізичний експеримент. Основні підходи до інтегруванню рівнянь Навье-Стокса пов'язані з побудовою методики розрахунку тиску. Є методи для нестисливої рідини без розрахунку тиску, коли функція тиску виключається введенням функція току, що усуває проблеми, пов'язані з розрахунком тисків, але приводить до інших проблем, пов'язаним з побудовою граничних умов для функції вихора.

При моделюванні дозвукових течій зі зменшенням числа Маху до нуля кінцево-різницеві схеми істотно втрачають стійкість. Для підвищення стійкості тут можна використовувати згладжування осциляцій без зниження порядку апроксимації, а також вводити штучну дифузію в областях з великими градієнтами для забезпечення додаткового згладжування чисельного рішення.

Однак, наявність поворотів потоку, відривних та зворотних течій, парних вихорів призводить до значних розбіжностей розрахунку та експерименту та в більшості випадків до неможливості проведення розрахунку кінцево-різницевим методом. Розрахунок таких складних течій потребує детальних досліджень в напрямку визначення придатності тих чи інших кінцево-різницевих методів які б враховували:наявність зон відриву і зворотних струмів;зміну тиску в поперечному напрямку; наявність збурень вверх по потоку;тертя на стінках.

Для замикання системи рівнянь, що описує турбулентну течію, використовуються моделі турбулентної в'язкості. Вибір моделі турбулентності для розрахунку відривних течій становить окрему проблему. Незважаючи на суттєвий прогрес у моделюванні турбулентності великими (LES) і від'єднаними (DES) вихорами, прямим чисельним моделюванням (DNS), при вирішенні практичних завдань широко використовуються тільки моделі на основі осереднених по Рейнольдсу рівнянь Нав'є-Стокса (RANS). Однопараметрична модель турбулентності Spalart-Allmaras (SA) розроблена в 1992 році і призначена для опису рівноважних течій типу пограничного шару для задач зовнішнього обтікання. У методах, що використовують природні змінні, для розрахунку тиску звичайно використовується комбінація рівняння нерозривності і кількості руху. У таких алгоритмах як SIMPLE [6], SIMPLEC [7], PISO [8] і в методі штучної стисливості, фактично ставиться еволюційна задача для тиску, при цьому відкидаються додатки, які забезпечують прямий зв'язок між масовими силами і полем тиску. На сьогоднішній день найбільш популярним серед фахівців з обчислювальної газодинаміки є сімейство SIMPLE алгоритмів.

Реальна геометрія промислових установок і пристроїв яким є і газовий ежектор ЕВП, вимагає, по-перше, можливості застосування адаптивних сіток, а по-друге, незалежності властивостей розрахункового методу від обраної

системи координат. З цієї точки зору найбільшу гнучкість має метод кінцевих елементів. Не дивлячись на останні досягнення в області підвищення точності апроксимації в методі кінцевих елементів, кінцево-різницеві алгоритми, засновані на методі контрольного об'єму, перевершують метод кінцевих елементів по ефективності і точності. У кінцево-різницевих алгоритмах простіше реалізуються можливості підвищення точності результатів розрахунків за рахунок застосування TVD схем високого порядку.

Однак, практично немає робіт, у яких були б чітко показано переваги схем типу TVD в порівнянні з іншими схемами для задач нестисливої рідини. У цьому ключі також постає завдання розробки методології порівняння різних різницевих алгоритмів [9]. Розрахунку течії газу в каналах різної форми присвячена значна кількість робіт виконаних в Інституті проблем машинобудування ім. А.М. Підгорного та Дніпропетровському національному університеті ім. Олеся Гончара.

Висновки

Всі вказані явища та фактори, що мають місце в складних технічний пристроях, одним із яких є дозвуковий газовий ежектор з поворотом потоку активного газу різного виконання, практично в більшості випадків потребують експериментальних досліджень щодо можливості використання тих чи інших кінцево-різницевих методів розрахунку дозвукової течії в каналах складної форми та моделей турбулентної в'язкості.

Список літератури

1. *Греков П.І. Волянська Л.Г., Алпатов В.Є., Капітанчук К.І.* Підвищення ефективності вентиляційних установок ежекторного типу. Промислова гідравліка і пневматика, 2005. – №4(10), 5с.
2. *Абрамович Г.Н.*Прикладнаягазоваядинамика. — М.: Наука, 1969.
3. *Аркадов Ю.К.*Новыегазовыеэжекторы и эжекционныепроцессы. – М.: Физматлит, 2001. – 334 с.
4. *Дейч М.Е., Поликовский В.Г.* Ступень эжектора. - В кн.: М.Н. Дейча. Техническая газодинамика. - М.: Госэнергоиздат, 1961. - С. 283.
5. Теориятурбулентныхструй / Г.Н. Абрамович / Репритноевоспроизведениеиздания 1960 г. – М.: ЭКОЛИТ, 2011. – 720 с.
6. *Патанкар С.В.*Численныеметодырешения задач теплообмена и динамикижидкости / С.В.Патанкар. - М.: Энергоатомиздат, 1984. - 152с.
7. *VanDoormaal J.P., Raithby G.D.*Enhancementsof SIMPLE methodforpredictingincompressiblefluidflow// Numer. HeatTransfer. -1984. -Vol.7. -№2. -P.147-163.
8. *Бенодекар Р.В., Годдард А.Дж.Г., Госман А.Д., Исса Р.И.*Численныйрасчетобтеканиявыступов на плоскости // АэрокосмическаяТехника. -1986. -Т.4, №2. С.125-134.
9. *Приходько А.А., Зинченко А.В., Кудинов П.И.* Пакет программ для моделированиятепломассообменныхпроцессов в многофазныхсредах // Придніпровський науковий вісник. -Дніпропетровськ: 1996. -№ 9. - С.13. 84.

УДК 621.694.2:629.3082.3(045)

І.О. Ластівка, канд. техн. наук
(Національний авіаційний університет, Україна)

ДОСЛІДЖЕННЯ ВПЛИВУ ЗАСТОСУВАННЯ ПАСИВНИХ МЕТОДІВ УПРАВЛІННЯ ПРИМЕЖОВИМ ШАРОМ НА ІНТЕНСИВНІСТЬ АЕРОДИНАМІЧНИХ СЛІДІВ ЗА ЛОПАТКОВИМИ ВІНЦЯМИ СТУПЕНЯ ОСЬОВОГО КОМПРЕСОРА

В статті розглянутий один із можливих методів зменшення інтенсивності аеродинамічного сліду за лопатковим апаратом ступеня осьового компресора. Проведений короткий аналіз можливості застосування пасивних методів управління пограничним шаром для запобігання відриву течії газу в лопаткових вінцях та зменшення негативного впливу на характеристики наступних лопаткових апаратів. Надані результати експериментальних досліджень.

До компресорів газотурбінних установок ГПА висувають численні вимоги, серед яких найбільш важливими є висока продуктивність, досить високий ступінь підвищення тиску і високий коефіцієнт корисної дії. З різноманітних типів компресорів перерахованим вимогам у найбільшій мірі задовольняють осьові компресори із ступенями, спрофільованими за законом постійної реакції, постійної циркуляції чи згідно комбінованого закону. Робочі лопатки ступеня з постійною циркуляцією мають більш велике закручення по довжині, ніж лопатки ступеня з постійним степенем реакції. Крім технологічних незручностей, цей недолік ступеня з постійною циркуляцією при малих втулкових відношеннях може приводити в кореневих перетинах до конфузорності каналу на виході із лопаткового вінця. Ступень з постійною циркуляцією характеризується радіальною рівновагою потоку в осьових зазорах при постійному значенні осьової швидкості по довжині лопатки, що є її важливою перевагою. Радіальна врівноваженість потоку в ступені з постійним ступенем реакції досягається за рахунок зміни осьової швидкості по радіусу, що може бути джерелом додаткових втрат енергії.

Основною проблемою є наявність значних втрат енергії потоку газу в кореневих перетинах лопаткового вінця, який спрофільований по закону постійної циркуляції. Застосування методів управління пограничним шаром у лопаткових вінцях осьових компресорів дозволяє значно покращити їх економічні характеристики [1,2]. Зменшення втрат в кореневих перерізах (особливо за рахунок зменшення вторинних втрат в двохгранному куті) дозволяє також створити умови близькі до розрахункових на вході в наступний лопатковий апарат. Досягається це за рахунок зменшення інтенсивності аеродинамічного сліду зо двохрядним лопатковим апаратом та впливу його на характеристики наступного лопаткового апарату.

З метою зниження впливу аеродинамічних слідів на характеристики ступеня осьового компресора були проведені експериментальні дослідження дозвукової компресорної ступені з однорядними і дворядними лопатковими вінцями.

Для вирішення завдань експериментального дослідження був спроектований ступень осьового компресора з використанням одновимірної методики. Закрутка профілів по радіусу виконувалася за законом постійної циркуляції. В якості базового використовувався профіль С4. Принципова схема експериментальної установки представлена на рис. 1.

Установка складається із вхідного колектора заспокійливої камери 1, вентилятора наддування 2, встановленого для розширення діапазону досліджуваних режимів роботи, заспокійливої камери 3, детурбулізуючої сітки 4, і хонейкомба 5. Вхідний колектор ступеня осьового компресора 6 являє собою конфузор зі звуженням потоку рівним 1,6. Геометричні розміри заспокійливої камери і всіх інших елементів системи підведення повітря виконані згідно ГОСТ 10921-74. Ступень осьового компресора складається з корпусу 7, ротора з робочим колесом 8, статора з лопатковим вінцем направляючого апарату 9 і приводного двигуна 10.

Дворядна лопатка компресорної ступені містить консольно встановлені на загальному хвостовику два по ходу потоку пера і має щілинний канал, що характеризується осьовим і кроковим зсувом першого і другого рядів (рис. 2). Основна задача експериментальних досліджень полягала у визначенні коефіцієнтів втрат і кута виходу потоку β_2. Крім того, проводилися виміри полів швидкостей і тисків в осьовому зазорі і на виході зі спрямляючого апарата, а також на поверхні лопаткових вінців.

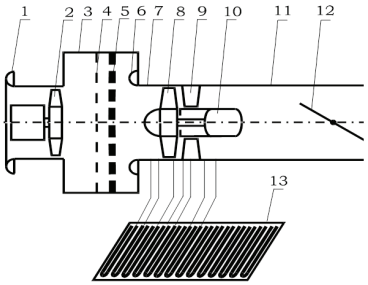


Рис.1 Принципова схема експериментальної установки

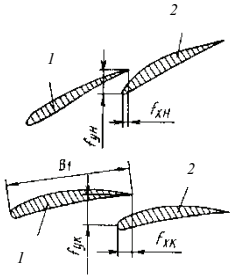


Рис. 2. Осьовий та кроковий зсув першого і другого рядів дворядної лопатки осьового компресора

За результатами досліджень отриманий розподіл коефіцієнта місцевих утрат в аеродинамічних слідах за лопатковими вінцями ступеня осьового компресора повного тиску ξ в залежності від кутової координати φ для трьох відносних радіусів на розрахунковому режимі обтікання однопрофільного лопаткового вінця (рис.3) та двохрядного лопаткового вінця (рис.4).

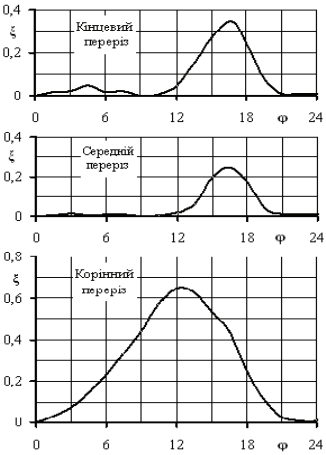


Рис. 3. Розподіл коефіцієнта місцевих утрат повного тиску однопрофільних лопаткових вінців у залежності від кутової координати

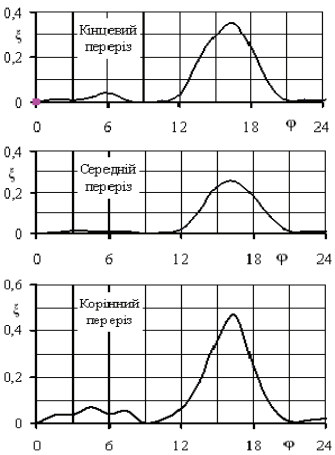


Рис. 4. Розподіл коефіцієнта місцевих утрат повного тиску дворядних лопаткових вінців у залежності від кутової координати

Коефіцієнт місцевих утрат повного тиску визначався з вираження

$$\xi = \frac{p_1^* - p_{2i,j}^*}{\frac{\rho \upsilon_1^2}{2}},$$

де p_1^* - повний тиск перед лопаткою; $p_{2i,j}^*$ - повний тиск за лопаткою на i - му радіусі в j -й крапці по кроці; υ_1 - швидкість натікання на лопатку; ρ - щільність повітря.

Аналіз і узагальнення результатів теоретичних і експериментальних досліджень показали:

- у кореневих перерізах однопрофільних лопаткових вінців спостерігається набрякання прикордонного шару, що приводить до передчасного його відриву зі спинки лопатки і з обмежуючої поверхні у втулки;
- у кореневих перерізах дворядної лопатки забезпечується достатня інтенсивність течії із щілинного каналу, для здування пограничного шару, що перетікає з торцевої поверхні біля кореня лопатки на спинку пера другого ряду лопатки, запобігаючи тим самим його набрякання і відрив;
- епюра аеродинамічних слідів за двохрядними лопатковими вінцями має меншу наповненість в порівнянні з однорядними лопатками, що вказує на менші втрати енергії в двохрядних лопаткових вінцях;

- менша інтенсивність аеродинамічних слідів в двохрядних лопаткових вінцях, особливо в кореневих перерізах, створює менший вплив на режим течії наступних лопаткових вінців в порівнянні з однорядними.

Порівняння цих характеристик показує, що напір ступені з дворядними лопатковими вінцями на 9...11% вище, ніж у ступені з однорядними вінцями.

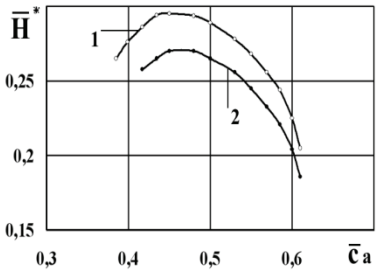


Рис. 5. Експериментальна напірна характеристика модельного ступеня осьового компресора:
1 – ступень з двохрядними лопатковими вінцями;
2 – ступень з однорядними лопатковими вінцями

Залежність напору ступеня осьового компресора $\bar{H}^*$ від коефіцієнта швидкості $\bar{C}_a$ представлена на рис. 5. Одночасно має місце розширення діапазону безвідривного обтікання ступеня.

На нерозрахункових режимах на лівій вітці напірної лінії коефіцієнт корисної дії ступені з дворядними лопатковими вінцями значно вище, ніж ступені з однорядними вінцями. Після проведення осереднення по площі прохідного перерізу та витраті повітря ККД ступеня з двохрядними лопатковими вінцями складав на 3,5…4 % більше ніж у ступеня з однорядними. Відповідно економічність ГТД з пасивним управлінням примежовим шаром в лопаткових вінцях осьового компресора на 2,5…3,5% вища ніж у прототипу з однорядними лопатковими вінцями.

Висновки

Застосування пасивних методів управління пограничним шаром для зменшення інтенсивності аеродинамічного сліду за лопатковим апаратом ступеня осьового компресора запобігає ранньому відриву течії газу в лопаткових вінцях та зменшує негативний вплив аеродинамічних слідів на характеристики наступних лопаткових апаратів.

Список літератури

1. *Терещенко Ю.М.* Аэродинамическое совершенствование лопаточных аппаратов компрессоров. М.: Машиностроение, 1989. 240 с.

2. *Bogdanov M.Y., Grekov P.I., Kapitanchyk K.I., Lastivka I.A.* Construction of compressor stage blade row according to the gas-dynamic calculation // Наукоємні технології, 2012. - №1, с. 5-8.

3. *Холщевников К.В., Емин О.Н., Митрохин В.Т.* Теория и расчет авиационных лопаточных машин: Учебник для студентов вузов по специальности «Авиационные двигатели». 2-е изд., и доп. – М.: Машиностроение, 1986. 432 с. 1978. 76 с.

УДК 629.735.017.1(045)

О.С. Якушенко, канд. техн. наук, В.Є. Мільцов, В.М. Охмакевич,О.І. Чумак, О.С. Машинін (Національний авіаційний університет, Україна)

ПІДХОДИ ДО МОНІТОРИНГУ НАДІЙНОСТІ НА РІВНІ АВІАКОМПАНІЇ

В статті приведено огляд підходів до моніторингу надійності та методів управління процесами контролю надійності, показників надійності для контролю на рівні авіакомпанії. Стисло представлено розроблену автоматизовану систему управління надійністю на рівні авіакомпанії.

Організаційно система управління надійністю являє собою наукову, технічну та організаційну взаємодію розробника, виготовлювача та експлуатаційника повітряних суден (ПС) при створенні, виготовленні, ремонті, технічному обслуговуванні (ТО) та експлуатації авіаційної техніки (АТ). Ця система забезпечує високий рівень первинної та експлуатаційної надійності АТ, необхідної для досягнення заданого рівня льотної придатності, безпеки польотів та економічної ефективності експлуатації ПС.

Система управління надійності складається із взаємодіючих підсистем:

– забезпечення початкового рівня надійності (підвищення кваліфікації персоналу розробника, спеціальні дослідження, забезпечення необхідного рівня надійності до сертифікації, розвиток системи діагностування, доробки згідно до технічних вимог, підвищення рівня підготовки серійного виробництва і т.п.);

– конструктивно-технологічного удосконалення АТ в процесі серійного виробництва та експлуатації (інформаційне забезпечення стану експлуатації, інформаційне забезпечення стану АТ при ремонті, оперативність доставки агрегатів, що відмовили до заводів-виготовлювачів, глибина та оперативність дослідження агрегатів, що відмовили, ефективність розроблених заходів та оперативність їх впровадження, комплексність відпрацьованих та впроваджених заходів для виготовлення, ремонту та експлуатації АТ, організаційне забезпечення робіт);

– підвищення ресурсу комплектуючих виробів ПС в експлуатації (експлуатація за технічним станом, експериментально-розрахункова оцінка надійності та довговічності);

– забезпечення якості та стабільності виробництва і ремонту (підвищення кваліфікації інженерного та виробничого персоналу, систематичний контроль, сертифікація технологічних процесів, комплекс заходів по забезпеченню стабільності виробництва, статистичний аналіз стану виробництва, управління якістю);

– удосконалення експлуатації та технічної діагностики (матеріально-технічне оснащення, підвищення кваліфікації льотного та технічного складу, прогнозування надійності, ремонт в експлуатації, удосконалення процесів технічної діагностики, експлуатація за технічним станом);

– економічного забезпечення надійності (стимулювання, фінансування

робіт по підвищенню надійності та ресурсу АТ, формування фонду надійності та ресурсу, методичне забезпечення) [1, 3].

Управління рівнем надійності АТ забезпечується на всіх етапах життєвого циклу АТ від проектування, виробництва, випробування, експлуатації і до списання повітряного судна.

На етапі експлуатації проводяться роботи, спрямовані на збереження льотно-технічних характеристик ПС протягом встановлених ресурсів та термінів служби. З цією метою в процесі експлуатації авіакомпанією вирішується комплекс задач по оцінці та аналізу рівня надійності ПС, що включає в себе: статистичний та інженерний аналіз надійності парку ПС; розробку технічних вимог з надійності для виробів АТ, що проектуються, і оцінку відповідності надійності виробів, що надходять в експлуатацію, технічним умовам; обґрунтування і пред'явлення вимог до промисловості по вдосконаленню серійної АТ, оцінку ефективності її доопрацювань; вивчення впливу умов і особливостей експлуатації АТ на показники її надійності, розробку та здійснення заходів по зменшенню їх негативного впливу на надійність АТ; пред'явлення заводам рекламацій на низьку якість продукції та ремонту АТ; підготовку обґрунтувань для збільшення ресурсів АТ, удосконалення нормативно-технічної документації.

Проводиться постійний моніторинг та контроль рівня надійності комплектуючих виробів та повітряного судна в цілому, що включає в себе спостереження за тенденцією зміни рівня надійності агрегатів в залежності від наробітку, раннє попередження значних невипадкових змін рівня надійності, оцінку ефективності робіт з ТО комплектуючих виробів, порівняння характеристик надійності ПС та їх комплектуючих для різних авіакомпаній.

На основі отриманих даних розраховуються показники надійності – наробіток на відмову та кількість відмов, виявлених в експлуатації на 1000 годин наробітку або посадок K_{1000} та інш. Проводиться моніторинг, контроль та прогнозування надійності окремих типів ПС та парку повітряних суден в цілому. Отримані дані дозволяють: визначити фактичний рівень надійності АТ в різних умовах експлуатації та в порівнянні його з нормованим показником надійності розробити та оцінити ефективність заходів, спрямованих на підвищення надійності АТ, безпеки та регулярності польотів; удосконалити методи експлуатації ПС, їх технічного обслуговування та ремонту; проводити обґрунтування ресурсів та строків служби авіаційної техніки; корегування об'ємів та періодичності виконання регламентних робіт по технічному обслуговуванню ПС; обґрунтування норм витрати запасних частин та матеріалів, розробки заходів по зниженню витрат на ТО ПС і підвищення їх економічної ефективності; провести розробку і удосконалення технічних вимог до промисловості щодо підвищення надійності та покращення експлуатаційної технологічності АТ [2, 3].

Управління надійністю парку повітряних суден на рівні авіакомпанії розглядається, як процес контролю та аналізу: зміни показників надійності комплектуючих виробів ПС авіакомпанії; кількості відкладених ТО; затримок рейсів, інцидентів, усунень борту з рейсу з технічних причин; регулярності польотів та вильотів ПС; періодичного контролю запусків допоміжних

силових установок (ДСУ) в повітрі та роботи системи автопосадки; виконання важких форм обслуговування тощо та формування відповідних впливів.

Регулярність польотів вважається забезпеченою, якщо за час польоту не трапилось вимушеної посадки, перерваного зльоту, зміни планової траєкторії польоту. Регулярність польоту визначається показниками: $K_{1000ФВ}$ – середнє число перерваних зльотів і вимушених посадок, обумовлених функціональними відмовами, що приходяться на 1000 зльотів; $K_{1000ПЗ}$ – середнє число перерваних зльотів, обумовлених функціональними відмовами, що приходяться на 1000 зльотів.

Для цивільних літаків різного класу на сьогодні необхідні значення коефіцієнта $K_{1000ФВ}$ знаходяться в межах 0,05÷0,5, а для $K_{1000ПЗ}$ – 0,01÷0,3.

Регулярність вильотів характеризується показником M_{1000} – середнім числом затримок і усунень ПС від рейсів, обумовлених несправностями на літаку, які приходяться на 1000 вильотів. Для цивільних ПС, які знову проектуються, вимоги для різних класів за величиною показника М знаходяться в межах від 15 до 20 [4, 5].

Ресурс ПС виражається в одиницях наробітку, термін служби – в календарних роках експлуатації. На сьогодні величина призначених ресурсів ПС до списання складає 30000÷60000 льотних годин, 10000÷30000 польотів. Календарні строки експлуатації складають від 20 до 30 років. Крім того, встановлюються ресурси до 1-го ремонту (міжремонтні) 5000÷10000 льотних годин, 3000÷10000 польотів і відповідно строки служби до 1-го ремонту (міжремонтні) – 5÷8 років експлуатації. На сьогодні впроваджуються методи експлуатації, в яких проведення капітального ремонту не передбачено [4].

В авіакомпанії управління надійністю здійснюється в рамках програми Надійності. Програма надійності містить інформацію про застосування методів контролю надійності, які є складовою частиною програми ТО авіакомпанії. Метою Програми управління надійністю є підтримання агрегатів, систем ПС та літака в цілому в межах прийнятних рівнів льотної придатності, надійності та економічності. Програма управління надійністю – система обліку подій, заснована на даних експлуатаційних або аварійних характеристик. Вона дає змогу проводити оцінку ефективності ТО шляхом порівняння фактичних показників надійності за поточний період часу із попередніми періодами та граничним рівнем.

Даними, на основі яких проводиться аналіз стану надійності АТ слугують: реєстраційний номер ПС; ідентифікаційні дані агрегатів; місцеположення агрегату відповідно до ATA100 (ATA – Американська асоціація повітряного транспорту); дата зняття агрегату; причина зняття; прийняті корегувальні дії; причина відмови або несправності; напрацювання агрегату в годинах/циклах до ремонту/після ремонту/після капітального ремонту/калібрування(регулювання) в годинах, посадках або за місяцями.

Аналіз даних дозволяє оцінити технічні характеристики АТ для перегляду технології технічного обслуговування ПС та проведення їх модифікації. В місячних звітах з надійності АТ при досягненні параметром надійності критичної величини – верхньої контрольної межі (ВКМ) або при виявленні тенденції погіршення рівня надійності зазначається:

"небезпека"("червоний") – коли середня величина за три місяці перевищує ВКМ; "небезпека" ("жовтий") – коли середня величина за два місяці перевищує ВКМ в той час, як середня величина за три місяці нижча ВКМ; "залишається в небезпеці" – коли місячна середня величина зменшується в той час, як за квартал залишається вище ВКМ; "поліпшення" – коли місячна середня величина поліпшується після вживання корегувальних заходів по відношенню до первинної небезпеки; "норма" – робочий стан показує нормальний показник надійності [6,7, 8].

Аналіз стандартних робочих характеристик проводиться для вимірювання експлуатаційних характеристик, які виражаються в цифровому вигляді при відмові системи або поломці агрегату, в звітах пілота, затримках рейсів тощо.

Стандарти для авіакомпанії:

а) верхня контрольна межа (ВКМ) системи/агрегату, яка вимірюється за наступним принципом: в період перших 6 місяців експлуатації керівник технічного відділу проводить спостереження за роботою ПС, для того, щоб визначити недоліки, ґрунтуючись на даних схожих моделей ПС або досвіді інших експлуатантів; через 6 місяців експлуатації розраховується тимчасова ВКМ для кожного параметру на основі даних за останні 6 місяців; ці дані ВКМ використовуються до того часу, поки не будуть отримані результати за 12 місяців експлуатації; після 12 місяців експлуатації розраховується ВКМ на основі даних за попередній рік.

в) ВКМ кількості вимикань двигуна у польоті для ETOPS (польоти підвищеної дальності повітряних суден з двома двигунами): 0,05/1000 год. експлуатації двигуна до 2 год.; 0,03/1000 год. експлуатації двигуна до 3 год.

г) ВКМ для висотного запуску ДСУ для ETOPS. Для авіакомпанії 85% від загальної кількості проведених запусків ДСУ повинні бути успішними.

д) критерії надійності.

Для систем ПС контролюються: кількість відмов, виявлених пілотом за 100 посадок; кількість відмов, виявлених при ТО за 100 посадок; кількість затримок і відмін рейсів за 100 польотів [4, 6, 7, 8].

Для агрегатів контролюються: кількість випадків зняття агрегатів за 1000 годин; середній час роботи між позаплановими ремонтами/середній час роботи між відмовами.

Для двигуна контролюються: показник зупинок двигунів у польоті на 1000 годин роботи (для польотів над океаном (ETOPS) розраховуються ковзне середнє за 12 місяців); показник кількості запланованих та незапланованих випадків зняття двигуна з експлуатації за 1000 годин роботи двигуна.

Звіти, згідно Програми надійності, готуються за попередній місяць, 6 місяців і рік експлуатації АТ.

До статистичних даних по парку ПС відносяться список ПС; період експлуатації; загальний наліт (у годинах); коефіцієнт використання; середня тривалість польоту; затримки/відміни рейсу; стан надійності; авіаційні події.

У звіті про затримки та відміни рейсів зазначаються технічні несправності в системі ПС, через які рейс був затриманий більш, ніж на 15 хвилин або відмінений.

За звітами пілотів розраховується показник кількості відмов, виявлених в польоті, на 100 посадок, а за звітами про ТО – кількість відмов, виявлених при ТО на 100 посадок.

Викладені вимоги до моніторингу показників надійності реалізовано у автоматизованій системі управління надійністю на рівні авіакомпанії, що розроблена в Національному авіаційному університеті (м.Київ). Система розрахована на середню або велику авіакомпанію, що має п’ять і більше ПС. При такій кількості ПС потік подій (зауваження екіпажу, затримки рейсів, відмови компонентів, тощо) буде значним і для введення даних про ці події необхідна робота декількох операторів. З іншого боку для підвищення оперативності прийняття заходів щодо підтримання та підвищення надійності парку ПС необхідно забезпечити прямий доступ всіх заінтересованих сторін, які мають на це право, до результатів аналізу стану надійності авіакомпанії. При цьому необхідно мати можливість встановлювати права доступу та зміни інформації у базах даних системи для кожного користувача.

Як приклад роботи системи, приведено графіки для моніторингу надійності функціональних систем і основних виробів ПС B737-300/400/500 за показниками надійності K_{100C} з урахуванням узагальненого контрольного рівня надійності (рис.1).

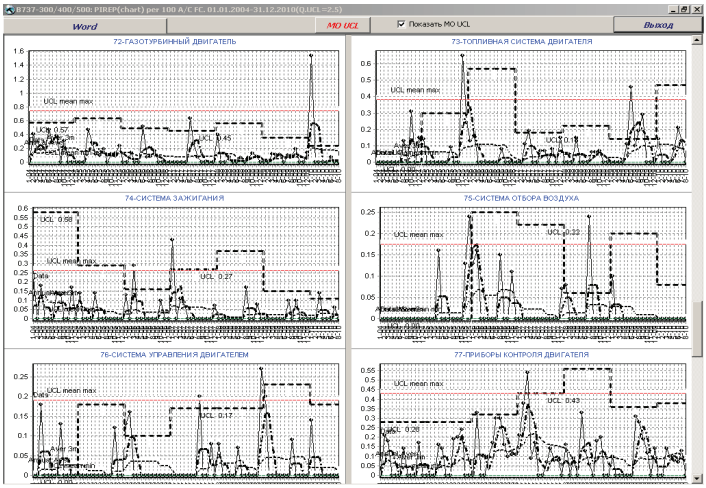


Рис. 1. Приклад форми моніторингу надійності функціональних систем і основних виробів ПС B737-300/400/500 за показниками надійності K_{100C} з урахуванням узагальненого контрольного рівня надійності (червона лінія) (фрагмент: 72-77 системи)

Дана система складається з трьох підсистем, які призначені для: автоматизації процесу введення і контролю вхідної інформації (модуль Input); обробки і аналізу даних Програми Надійності і формування щомісячних, щоквартальних, піврічних і річних звітів про відмови і несправності ПС авіакомпанії, а також підготовки стислого квартального звіту для передачі в

Державіаадміністрацію (модуль Reports); адміністрування системи (модуль Admin).

Основні характеристики програмного забезпечення розробленої автоматизованої системи: забезпечує безперервний моніторинг надійності окремих компонентів, функціональних систем, основних виробів і ПС в цілому для всіх типів авіакомпанії; має динамічну і відкриту для оновлення довідкову систему, яка включає кодифікатор адреси ПС для всіх типів авіакомпанії; забезпечує графічне представлення результатів, дозволяє вивчати результати обробки даних про надійність і ефективність ТО на графіках і діаграмах за місяць, квартал, півріччя, рік або будь-який заданий період часу; має розвинену систему контролю вхідної і вже введеної інформації з можливістю її редагування (усунення помилок); забезпечує не тільки автоматизовану оцінку показників надійності компонентів і систем, їх контроль, моніторинг і прогнозування, але і проводить первинний аналіз і формування вихідних звітних документів; забезпечена системою захисту від несанкціонованого доступу, системою захисту інформації від збоїв і системою персонального контролю введення або корекції (редагування, видалення) інформації з можливістю її відновлення; результати можуть бути представлені у вигляді таблиць, графіків, котрі також експортуються в інші програми Microsoft Office.

ВИСНОВКИ

На основі проведеного аналізу існуючих схем збору та обробки даних про наробітки та відмови основних та комплектуючих виробів парку ПС та систем управління процесами контролю надійності в авіакомпанії розроблено загальну схему управління надійністю ПС на рівні авіакомпанії.

Наведено стислий опис автоматизованої системи контролю параметрів надійності на рівні авіакомпанії. Система забезпечує рішення задач оцінки, контролю, моніторингу та прогнозування стану надійності компонентів ПС тощо.

Список літератури

1. *Акимов В. М.* Основы надежности газотурбинных двигателей / *В.М. Акимов*// – М.: Машиностроение, 1981. – 207 с.
2. *Анцелович Л.Л.* Надежность, безопасность и живучесть самолета / *Л.Л. Анцелович* // – М.: Машиностроение, 1985. – 295 с.
3. *Комаров А.А.* Надежность воздушных судов / *А.А. Комаров* // Учебное пособие. – К.: КМУГА, 1997. – 416 с.
4. *Кулик Н.С.* Энциклопедия безопасности авиации / *Н.С.Кулик, В.П.Харченко, М.Г. Луцкой, А.Г.Кучер и др.*; Под ред. *Н.С.Кулика*. – К.: Техніка, – 2008. – 1000 с.
5. *Кучер О.Г.* Забезпечення льотної придатності повітряних суден авіакомпанії/ *О.Г. Кучер, П.О. Власенко* // Наукоємні технології. – 2009. – № 3. – С. 20–27.
6. Документ ICAO (Doc 9051-AN/896) „Техническое руководство по летной годности”.
7. Документ ICAO (Doc 9642-AN/941) „Руководство по сохранению летной годности”.
8. Документ ICAO (Doc 9760-AN/967) „Руководство по летной годности”.

УДК 629.7.035

М.М. Мітрахович д.т.н, проф., Н.В. Корчомний
(Національний авіаційний університет, Україна, Київ)

МОДЕЛЮВАННЯ КОЛИВАНЬ ДВОЯРУСНОЇ РОБОЧОЇ ЛОПАТКИ ТРИКОНТУРНОГО ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВИГУНА

У роботі приведено результати чисельного моделювання двоярусної робочої лопатки триконтурного турбореактивного двигуна.

Робочі лопатки відносяться до тих основних деталей ГТД, що визначають його надійність і ресурс.

Для аналізу впливу основних діючих факторів на статичну і динамічну міцність лопаток ГТД на стадії проектування застосовують програмні комплекси для математичного моделювання.

Найбільш складним є моделювання динамічної міцності двоярусних лопаток ГТД, що потребує вирішення багатьох задач [1].

Тому актуальним питанням математичного моделювання є удосконалення розрахункових методів визначення динамічної міцності двоярусної робочої лопатки, що обумовлена їх коливаннями і має на першому ярусі більш високі значення робочих температур, ніж на другому.

Методом дослідження є скінчено - елементне математичне моделювання напружено-деформованого стану і гармонійних коливань робочих двоярусних лопаток триконтурного турбореактивного двигуна в середовищі ANSYS.

Об'єктом дослідження є робочі двоярусні лопатки триконтурного турбореактивного двигуна, а предметом дослідження є їх коливання.

Розрахунок параметрів власних коливань лопаток ГТД, ціллю якого є визначення можливих резонансних режимів, є дуже важливим для оцінки їх міцності.

Якщо небезпечні гармоніки не попадають у робочий діапазон режимів роботи ГТД, то конструкція зазвичай вважається задовільною з точки зору міцності при динамічних навантаженнях.

Тому приймаються заходи щодо змінення конструкції таким чином, щоб вивести її власні коливання за робочий діапазон або здійснюється оцінка небезпеки резонансних коливань за величиною деформацій і напружень, що виникають у конструкції.

При гармонічному аналізі оцінюється оцінка напружено-деформованого стану двоярусних лопаток ГТД при вимушених коливаннях, що виникають під дією зовнішніх сил.

Особливо небезпечними є резонансні коливання, що виникають при співпаданні власної частоти конструкції з частотою зовнішніх сил.

При вивчені статичного деформування та вібрацій пера лопатки можливо застосовувати математичні моделі, що побудовані на теорії стержнів, пластин та оболонок [2].

Найбільш перспективними є тривимірні моделі, що побудовані на основі метода скінченних елементів.

Вони дозволяють реалізувати єдиний підхід до чисельного моделювання динаміки та статики усіх різновидів лопаток, врахувати суттєву тривимірність деформування, фізичну неоднорідність матеріалу, складний процес навантаження.

Для реалізації моделі такого роду задач широко використовують скінчено - елементний комплекс ANSYS [3].

Завдяки потужному фізичному ядру та значному набору компонентів, це середовище дозволяє детально аналізувати тривимірні моделі, обробляти великі обсяги інформації та оперативно проводити розрахунки.

Метою роботи є дослідження коливань та напружено-деформованого стану двоярусних лопаток ГТД в середовищі ANSYS.

Для досягнення мети дослідження побудована розрахункова тривимірна модель двоярусної лопатки ГТД та розроблено, з використанням компонентів середовища ANSYS, алгоритм для проведення розрахунків двоярусних лопаток ГТД на статичну та динамічну міцність.

Побудова твердотілої моделі і створення розрахункової сітки (рис.1.) розроблено з використанням комплексу систем автоматизованого проектування КОМПАС 3D V13 [4], що дозволяє швидко та зручно експортувати побудовані об'єкти в середовище ANSYS, шляхом збереження файлу в форматі ".sat".

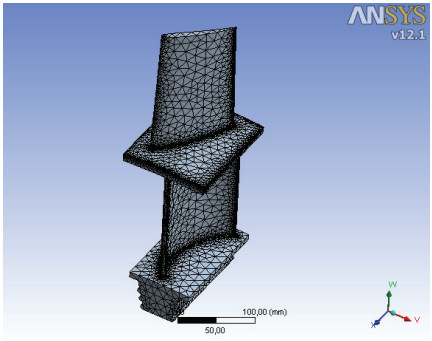


Рис. 1. Розрахункова модель двоярусної лопатки

Модель побудовано за трьома перерізами (втулковому, зовнішньому і середньому).

Кожен переріз побудований за методикою дуг окружностей і відрізків та визначеними параметрами кутів на вході і виході, хорди профілю і висоти перерізів.

Для побудови розрахункової сітки було передано геометрію лопатки з Ansys Design Modeler в Ansys Workbench, що містить в собі компонент Mesh, який автоматично генерує сітку.

Оскільки при автоматичній генерації сітки компонент Mesh створює примітивний варіант розрахункової сітки, додатково проводиться її

оптимізація до прийнятного вигляду, шляхом налаштувань та опцій, а саме розбиття її на більшу кількість простих фігур.

Визначення межових умов здійснюється за параметром “Fixed Support”, що обмежує степені свободи обраних перерізів. Для лопатки, що закріплена консольна це кореневий переріз пера лопатки другого ярусу та корінний і зовнішній перетини першого ярусу, які закріплюємо жорстко.

Середовище Ansys Static Structural, дозволяє налаштувати такі параметри властивостей матеріалу, як^

модуль пружності (Young’s Modules);

коефіцієнт Пуассона (Poisson’s Ratio);

густину (Mass density).

Вибір матеріалу здійснюється в розділі “ Geometry“ дерева проекту, зміна налаштувань виконується в розділі “ Engineering Data”.

Для даної геометричної моделі лопатки було обрано матеріал ЭИ-696.

Для отримання початкового напруженого стану визначено частоту обертання робочої лопатки 300 рад/с.

У якості осі обертання вказано вісь Z, що відповідає осі обертання ротора в реальній конструкції.

За результатами розрахунку отримано сумарні деформації моделі, що досліджувалася - “Total Deformation” еквівалентні напруження “Equivalent Stress” та коефіцієнти запасу міцності “Stress Factory”.

В умовах сучасного проектування складних технічних систем, якими є ГТД, теорія коливань має важливу роль.

Загальними рисами коливань конструкцій є модальні параметри:

власні частоти;

власні форми коливань;

коефіцієнти демпфірування [5].

Для визначення форм коливань і власних частот коливань лопатки ГТД припускається, що зовнішні сили і демпфування рівні нулю.

Власні форми коливань визначаються з точністю до постійного множника, тому їх необхідно нормувати відношення до матриці мас і є ортогональними відносно матриці мас.

Для здійснення модального аналізу використовується компонент Modal Ansys та імпортуються всі параметри із компонента Ansys Static Structural для того щоб отримати частоти та форми коливань пера лопатки з попередніми початковими напруженнями, що виникли в результаті дії відцентрових сил від обертання.

У дереві проекту у вкладці налаштувань “Analysis settings” вказуємо кількість мод - визначаємо 6, обираємо опції вирішувача – “Program Controlled” та запускаємо вирішувач командою “Solve”/

За результатами розрахунку отримуємо значення власних частот, тривимірні поля напружень, що виникають в результаті аналізу для мод і власне візуалізацію форм коливань робочої двоярусної лопатки (рис. 2.).

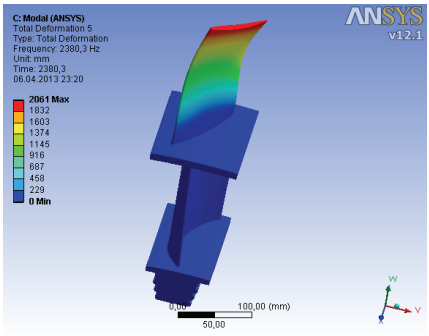


Рис. 2. Результати розрахунку

Висновки.

У роботі досліджені вимушені коливання, що виникають в лопатці ГТД, при різних варіантах її закріплення.

За результатами моделювання в середовищі Ansys, було отримано наступні характеристики: сумарні деформації, еквівалентні напруження, коефіцієнти запасу статичної міцності та напруження, що виникають в результаті дії відцентрових сил від частоти обертання робочої лопатки.

За результатами досліджень отримано форми коливань та їх візуалізація у вигляді об'ємних моделей лопаток ГТД.

Результати моделювання дозволяють оцінити динамічну міцність конструкції з урахуванням впливу різних факторів.

Список літератури

1. Теория авиационных трехконтурных турбореактивних двигателей: монографія [Терещенко Ю.М., Кулик Н.С., Ластивка И.А. и др.]; под ред. проф. Ю.М. Терещенко. К.: Изд-во Нац. авиац. ун-та «НАУ-друк», 2010. – 116с.
2. Гетманчук П.П. Расчет колебаний лопаток газотурбинных двигателей. – Киев: КИИГА – 1970, 54 с..
3. Гребеников А.Г., Светличный С.П., Король В.Н., Анпилов В.Н. Анализ НДС авиационных конструкций с помощью системы ANSYS. Харьков: ХАИ. - 2002, 268 с.
4. Ганин Н.Б. Проектирование и прочностной расчет в системе КОМПАС 3D V1, 8-е издание, переработанное и дополненное. – М.: ДМК Пресс, 2011. – 320 с.
5. Бате К., Вилсон Е. Численные методы анализа и метод конечных элементов. - М.: Стройиздат, 1982.
6. Басов К.А. ANSYS Справочник пользователя М.: ДМК Пресс, 2005.- 640 с.
7. Вернигор В.Н., Михайлов А.Л. Модальный анализ механических колебаний упругих систем. - М.: НПО «Сатурн», 2001, 288 с.

УДК 621.311.245 (045)

К.М. Сидоренко, к.т.н
(Вища Технологічна Школа Монреалю, Канада, м.Монреаль)

ГІДРОДИНАМІЧНА МОДЕЛЬ ВІТРОУСТАНОВКИ

Описано загальну проблему існуючої енергетичної промисловості. На прикладах показано перспективи та динаміка розвитку вітроенергетики в області концентрації повітряних потоків. Приведено математичний опис гідродинамічної моделі таких вітроустановок. Вказано перспективи подальшого розвитку даного напрямку енергетики.

Сучасна енергетична промисловість знаходиться в стані критичного балансу. Традиційні енергоносії, такі як вугілля, нафта і т.п., в значній мірі вже видобуті людиною. З іншої сторони, існують достатньо потужні технології нетрадиційних джерел енергії, до яких зазвичай відносять сонячну, вітрову, біо та ін. енергії. Саме прогрес останніх років у дослідженнях нетрадиційних та відновлюваних джерел енергії спонукає багатьох науковців та інженерів до переосмислення прикладного використання тієї чи іншої енергії. Очевидно, що традиційні енергоносії не можуть бути досить швидко замінені на відновлювані джерела енергії. Тому досить важливу задачу для науковців становить співіснування або синтез різних джерел енергії.

Вітроенергетика, як одна з промисловостей, яка розвивається найбільш динамічно, вимагає від вчених нетрадиційних підходів до вирішення енергетичних проблем. Одним із таких підходів є перетворення вітрового потоку в механічну енергію з використанням різних прискорюючих пристроїв (конфузорів, дифузорів і т.п.) у вітроустановках, рис.1 [1]. Дослідження в даному напрямі стали більш фундаментальними, особливо щодо математичного опису різних гідродинамічних та енергетичних процесів таких вітроустановок. Основним методом швидкого і точного дослідження фізичних процесів вітроенергетичних установок являється моделювання.

Незалежно від типу вітроенергетичної установки, потужніть вільного потоку, який проходить через вітроприймальний пристрій (наприклад, лопаті або лопаті з конфузором і т.п.), в загальному вигляді описується наступним виразом:

$$W = \frac{1}{2}\rho A v^3 . \qquad (1)$$

У вітроустановках з конфузорами швидкість потоку на виході з конфузора, відповідно до закону Бернуллі, в загальному випадку залежить лінійно від швидкості на вході [2]:

$$v_2 = v_1 \frac{A_1}{A_2}, \qquad (2)$$

де v_1, v_2 – швидкість повітря на вході та виході конфузора, м/с;
A_1, A_2 – відповідно вхідна та вихідна площі конфузора, м^2.

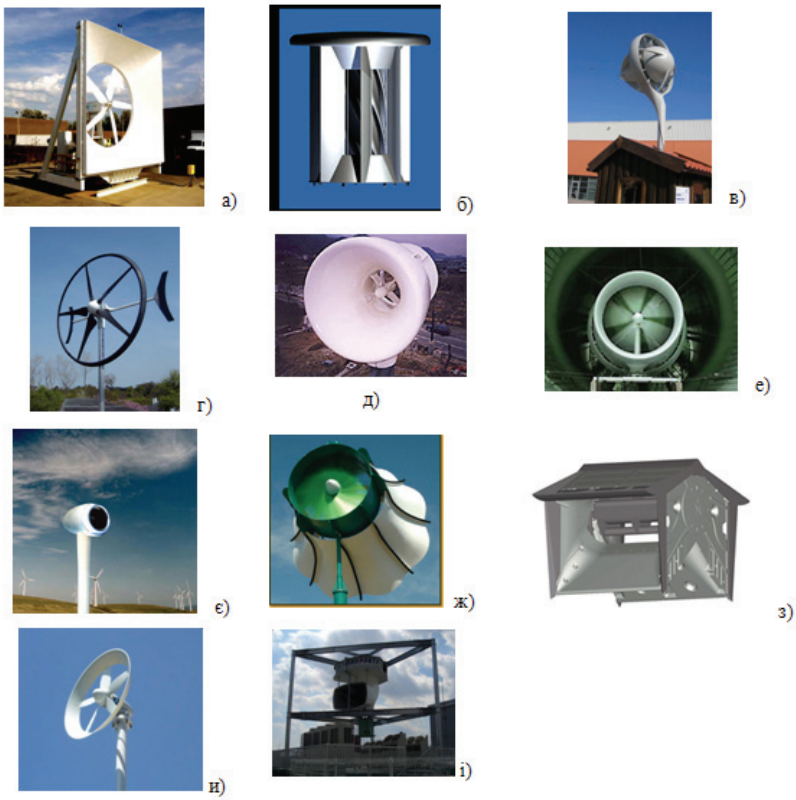


Рис. 1. ВЕУ з прискорювачами і збирачами повітряного потоку:
а) WindCube (США); б) Tesnic (Канада); в) WindCore (Німеччина); г) Swift (США); д) Fujin (Японія); е) KBE (Німеччина); є) Stormblade Turbine (Англія); ж) WindTamer (США); з) Aeolta (Франція); и) Aerofortis (Китай); і)WindPorts (Канада).

Тобто, після проходження потоком конфузора, його швидкість підвищується в $k=\eta(A_1/A_2)$ раз, де η – втрати, які зазнає повтряний потік в конфузорі. Дослідження щодо можливих втрат в потоці в такому випадку складаються в основному з двох складових: втрати на звуження та втрати на тертя. Відповідно до даних [1] разом вони складають приблизно 50-78%. Тобто реальне прискорення потоку складає близько 20%, або k=1,2.

Сила повітряного потоку на виході конфузора може бути представлена наступним виразом:

$$F_{\text{к вих}}(t) = C_F mk \frac{dv}{dt}, \qquad (3)$$

де C_F – коефіцієнт лобового опору; m – маса повітря, кг; v – швидкість вітрового потоку на вході в конфузор.

Момент, який створює вітрова турбіна при сприйнятті вітрового потоку залежить від сили набігаючого потоку $F_{\text{к вих}}$, та від кута β між вектором швидкості потоку і дотичною до площини лопаті в точці прикладання сумарного вектора швидкості Σv_i (рис. 2).

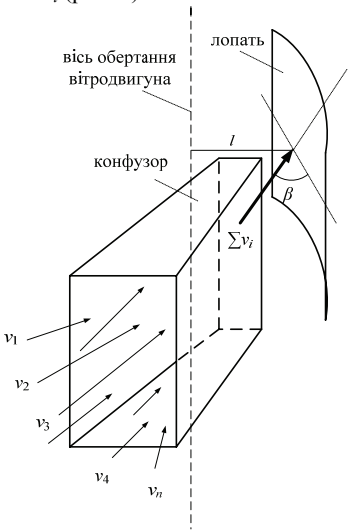


Рис. 2. Набігання повітряного потоку на лопать вітродвигуна

Момент вітродвигуна $M_{\text{вд}}$ описується наступною математичною залежністю:

$$M_{\text{вд}}(t) = F_{\text{к вих}}(t) \cdot l \cdot \cos(\beta), \tag{4}$$

де l – відстань від точки прикладання середнього сумарного вектора швидкості Σv_i до вісі обертання вітродвигуна (див. рис. 2). А турбіна з вертикальною віссю обертання описується відомим математичним рівнянням [3]:

$$J\frac{d\omega}{dt} = M_{\text{вд}} - M_{\text{ел}} - M_{\text{тер}} = M_{\text{т}}, \tag{5}$$

де J – момент інерції турбіни, кг·м^2; ω – кутова швидкість обертання турбіни, рад/сек; $M_{\text{вд}}$ – момент сили набігаючого потоку вітродвигуна, Н·м; $M_{\text{ел}}$ – момент сили створюємий на валу електрогенератора, Н·м; $M_{\text{тер}}$ – момент сили внаслідок тертя в опорах підшипника та в електрогенераторі, Н·м; $M_{\text{т}}$ – момент сили турбіни з урахуванням втрат на тертя і навантаженням на валу.

Якщо в формулах (1)-(5) перейти до операторної форми запису та отримати передавальні функції, які описують перетворення швидкості вітру v в силу на виході конфузора $F_{\text{к вих}}$: $W_v(S)$; перехід від $F_{\text{к вих}}$ до моменту вітродвигуна $M_{\text{т}}$: $W_{\text{м}}$; та динаміку обертання вітродвигуна $W_\omega(S)$, то отримаємо

структурну схему перетворення вітрового потоку в вітроенергетичній установці з конфузором (рис.3).

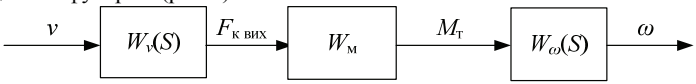


Рис. 3. Структурна схема перетворення вітрового потоку в вітроенергетичній установці з конфузором.

Формули (1)-(5) представляють собою гідродинамічну модель вітроенергетичної установки з одним конфузорним прискорювачем. Дана модель дозволяє дослідити основні енергетичні та гідродинамічні процеси та проаналізувати нестаціонарний режим роботи вітроустановки.

Висновки. Подальші дослідження даного напрямку енергетики мають велику перспективу для створення детальної моделі вітроустановки з концентраторами, що потребує ґрунтовного дослідження всіх енергетичних та гідро-аеродинамічних процесів, які мають місце. Вирішення даної задачі створить нові можливості для практичного використання вітроустановках на територіях з слабкими вітровими потоками в діапазоні від 2 до 5 м/с, які на даний момент вважаються непридатними для вітроенергетичної галузі.

Список літератури

1. К. М. Сидоренко. Енергетичні процеси вертикально-осьової вітроустановки з концентраторами вітрового потоку: дис. канд. техн. наук : 05.14.08/ Костянтин Миколайович Сидоренко. – К., 2011 – 159 с.
2. Калицун В. И. Основы гидравлики и аэродинамики / В. Калицун, Е. Дроздов. – М. : Стройиздат, 1980. – 248 с.
3. Моделювання вертикально-вісьової ВЕУ з концентраторами потоку: матеріали третьої міжнародної наук.-техн. конф. [„Моделирование в электротехнике, электронике и светотехнике МЭЭС’2010”], (Київ, 15-17 вересня 2010 р.). – К. : ОГМУСЭ ИПМЭ им. Г.Е. Пухова НАН Украины, 2010, – с. 78 – 82.

УДК 658.26:621.31

В.В. Панфёров, д.т.н., професор, И.Н. Шестаков, к.т.н., доцент
(Санкт-Петербургский государственный университет гражданской авиации, г. Санкт-Петербург, Россия)

ОПТИМИЗАЦИЯ УСТАНОВИВШИХСЯ РЕЖИМОВ РАБОТЫ СИСТЕМ ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ АЭРОПОРТОВ

Предложен подход к решению задач оптимизации установившихся режимов работы, основанный на применении зависимостей режимных параметров от параметров элементов электрической сети. Рассмотрены вопросы определения совокупности технических характеристик, влияющих на установившиеся режимы работ систем электроснабжения аэропортов.

Развитие систем электроснабжения аэропортов в настоящее время напрямую зависит от успешного решения задач разработки, модернизации и оптимизации режимов их работы. Одним из важнейших качеств современных систем электроснабжения является управляемость – возможность в широких пределах изменять в режиме реального времени потоки мощностей в линиях и подключенную нагрузку оборудования.

Авторами предлагается метод оптимизации потокомощностей в установившихся режимах работы системы электроснабжения аэропортов, основанный на представлении характеристик режима работы энергосистемы в виде простых теоретически обоснованных функций от параметров сети. Используя данные функции, можно установить связи между характеристиками режима работы и регулируемыми параметрами. Соответственно, путем математического анализа данных связей можно определить оптимальные значения параметров регулирующих устройств, обеспечивающих наилучший по выбранным критериям режим работы системы электроснабжения аэропорта.

В процессе исследований:

- осуществлялось определение аналитической зависимости параметров режима работы системы электроснабжения аэропорта от параметров сети регулирующих устройств. Расчет активных мощностей в узлах системы электроснабжения сводился к решению системы линейных уравнений [1]:

$$B\theta = P, \qquad (1)$$

где B – $n \times n$ матрица условных проводимостей, θ и P – соответственно векторы фазовых углов напряжений и активных мощностей узлов.

- активная мощность Pq, перетекающая между двумя узлами i и m по q-й ветви рассматривалась как билинейная функция варьируемого параметра x [2]:

— — 2)

Зависимость (1) потока активной мощности по линии параметра x, в качестве которого можно рассматривать параметр регулирующего устройства, позволяет существенно упростить решение задач, связанных с оптимизацией потоков активной мощности в системе электроснабжения аэропорта.

Рассматривались аналитические зависимости токов ветвей, напряжений в узлах системы, активных и реактивных мощностей от варьируемого параметра *x* регулирующего устройства. Задача определения токов, напряжений и потоков мощностей в n-узловой системе электроснабжения имеет вид:

$$YU = J; \quad S = U_D J^*; \; U_D \mathrm{d} \equiv \mathrm{diag}\{U_i\} i_{\overline{1,n}}; \; U_i \in U, \qquad (3)$$

где $Y - n \times n$ матрица узловых проводимостей; *U, j. S* – соответственно векторы комплексных узловых напряжений, источников тока и можностей; * - символ комплексного сопряжения. Системы уравнений (2) и (3) приняты с допущениями, что линии электропередач в аэропорту имеют относительно малую длину, то есть при передаче допустимых значений активной мощности для них характерны малые углы между векторами U_i и U_j и потерями в линиях также можно пренебречь и считать, что модули напряжения во всех узлах системы равны. Достоверность и точность таких зависимостей подтверждается достаточно активным использованием их в системах промышленной энергетики. Даже если указанные допущения будут не справедливы, расчеты потоков мощности по формулам (2) и (3) с использованием специализированных программно-вычислительных комплексов, например «RastrWin» дают одинаковый результат[2], [3].

С точки зрения практической применимости результатов исследований по оптимизации систем электроснабжения рассматривались задачи:

- экспресс оценки энергоэффективности любого установившегося режима работы системы электроснабжения,
- решение задачи поиска мест оптимальной установки аварийных автономных источников в системе электроснабжения аэропорта,
- оптимизация размещения установок компенсации реактивной мощности в системе электроснабжения аэропорта,
- регулирование напряжения в узлах системы электроснабжения по критерию оптимальности установки статического тиристорного компенсатора,
- снижение потерь активной мощности в сети путем выбора наилучшего места установки тиристорного компенсатора,
- ряд других задач по оптимизации перетоков мощности в системе электроснабжения аэропорта.

Решение каждой задачи, полученное с использованием соотношения (2) проверялось с помощью программно-вычислительного комплекса «RastrWin». Для каждого варианта проводилась серия расчетов установившихся режимов, по результатам которых определялись максимальные и минимальные значения *Pq*. Максимальное расхождение составило не более 3,6 %, что не превышает точность задания параметров схем. Анализ погрешности, возникающей при использовании такого подхода более подробно приведен в [3].

Точность аналитических зависимостей (2) и (3) определяется точностью математической модели, в рамках которой они были получены. Отличие этих выражений состоит только в том, что они получены для различных постановок задачи расчета режимов работы системы электроснабжения аэропорта. При этом расчеты, с использованием указанных аналитических зависимостей выполнены в десятки раз быстрее с значительным снижением трудоемкости при их

выполнении, что дает возможность получать решение оптимизационных задач практически в режиме реального времени.

В рамках настоящего доклада рассмотрены не все возможные управляющие воздействия на систему электроснабжения аэропортов с целью оптимизации режимов ее работы. Дополнительно могут рассматриваться устойчивость режимов работы и оптимизации при отключениях и включения внешних источников питания аэропорта, устойчивость работы при частичном использовании аварийных источников на отдельных объектах и другие.

Выводы

1. Предложенный подход может быть использован для оптимизации режимов работы систем электроснабжения аэропортов по критериям минимизации потерь мощности и энергии $\Delta P \rightarrow min$, минимизации отклонения напряжения в узлах $\Delta U \rightarrow min$, поддержание заданного потока мощности через заданную точку $P \rightarrow P_0$ и другим.

2. По мнению авторов этот универсальный метод позволяет существенно рационализировать вычисления и значительно расширить круг оптимизационных задач, решаемых инженерно-техническим персоналом аэропортов, учебных и научных заведений гражданской авиации в вопросах эксплуатации, разработки, модернизации и оптимизации режимов работы систем электроснабжения аэропортов.

Список литературы

1. Суханов О.А. Иерархические модели в анализе и управлении режимами электроэнергетических систем. // Москва, МЭИ, Монография 2007, 312 С

2. Беляев Н.А., Коровкин Н.В., Фролов О.В., Чудный В.С. Исследование методов оптимизации энергосистем. // Электротехника №2 2013 С 21-29.

3. Беляев Н.А., Коровкин Н.В., Фролов О.В., Чудный В.С. Использование билинейной теоремы для решения задач оптимизации потоков мощностей в энергосистемах. // Электротехнические комплексы и системы управления. 2012 №.1.

УДК 621.4

И.С. Барманов, к.т.н., ассистент
(Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара)

МЕТОДИКА РАСЧЁТА КОЭФФИЦИЕНТА ЖЁСТКОСТИ УПРУГИХ ЭЛЕМЕНТОВ АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ И ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ УСТАНОВОК

Приведена методика определения коэффициента жёсткости упругих элементов типа беличье колесо.

При проектировании опорных узлов авиационных двигателей большое внимание уделяется их динамическим характеристикам – жёсткости и демпфированию. Данные характеристики оказывают влияние на вибрационное состояние двигателя. Поэтому при проектировании необходимо уделять должное внимание методикам расчёта характеристик жёсткости и демпфирования. В состав опорных узлов современных двигателей входит упругий элемент (УЭ) типа «беличьего колеса» (рис. 1).

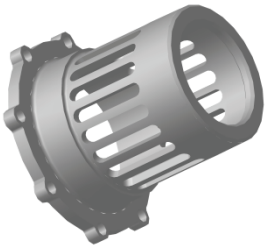


Рис. 1. УЭ «беличье колесо»

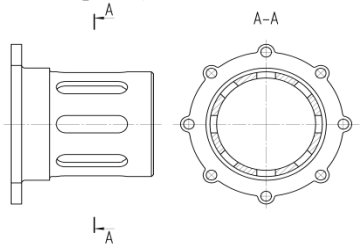


Рис. 2. Сечение балочек реального УЭ

Прорези образуют несколько равномерно расположенных по окружности стержневых элементов – балочек. Прорези, как правило, выполняются цилиндрическими фрезами, в результате чего поперечное сечение получается сложной формы (рис. 2), а на концах прорезей имеет место скругления, радиус которых определяется диаметром фрезы. Наибольшее практическое применение нашла формула, предложенная С.И. Сергеевым [1]:

$$c = \frac{nEbh\left(b^2 + h^2\right)}{2l_б^3},$$

где: n – количество балочек; b, h, $l_б$ – соответственно ширина, толщина и длина балочек; E – модуль Юнга материала (рис. 3). Позднее в данную формулу был введён поправочный коэффициент, и выражение для коэффициента жёсткости приняло следующий вид [2]:

$$c = \frac{nEbh\left(b^2 + h^2\right)}{2l_б^3} k_1 = \frac{nEbh\left(b^2 + h^2\right)}{2l_б^3} \frac{1}{\left(1 + 2\sqrt{bh}/l_б\right)^3}. \qquad (1)$$

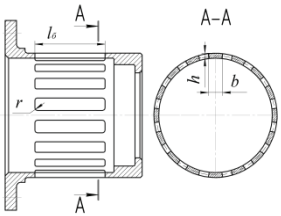


Рис. 3. Геометрические параметры УЭ

Данная формула очень удобна в применении, однако она даёт хорошие результаты вычисления жёсткости при соотношении $l_б/h \geq 30$. Для конструкций авиационных УЭ это соотношение не всегда выполняется, и формула (1) может дать погрешности в вычислении до 40 % и более. Формула также не учитывает величину радиуса скругления, а само наличие скруглений вносит неопределённость в отношении длины балочки; за длину можно принимать либо максимальную длину прорезей, либо длину прямолинейного участка прорезей, или же какую-то промежуточную величину.

Для повышения точности вычисления коэффициента жёсткости УЭ была создана параметрическая модель с использованием пакета *ANSYS*. С помощью данной модели получены поправочные коэффициенты, устраняющие недостатки формулы (1). При составлении конечно-элементной модели использован объемный конечный элемент типа «solid 45» оптимизированной формы.

Исследования проводились в безразмерном виде, были введены следующие параметры: безразмерная длина упругих балочек $L_б = l_б/h$ и безразмерный радиус скругления пазов $\overline{r} = r/b$, где r – радиус скругления пазов. Рассмотрены значения длин упругих балочек в интервале 18…60 мм при толщине балочки 1,73 мм, что соответствует интервалу безразмерной длины балочки 10…35. Для каждого значения длины исследовано их влияние на относительный коэффициент жёсткости $\overline{c} = c_0/c$, где c_0 и c – коэффициенты жёсткости, определяемые методом конечных элементов для нулевого и заданного радиуса скругления соответственно. Упругий элемент нагружался радиальной силой 1 кН, и для каждого значения безразмерных длин балочек определялось перемещение (рис. 4). Коэффициент жёсткости определялся как отношение приложенной силы к перемещению. Полученные в результате численного решения зависимости представлены на рис. 5. Зависимости представляют собой монотонно убывающие функции с точкой перегиба в интервале безразмерного радиуса 0,2…0,4. Для упругих балочек длиной более 30 мм при наличии небольшого радиуса скругления, имеет место снижение жёсткости в пределах 10 %. В предельном случае, когда $\overline{r} = 1$, снижение коэффициента жёсткости достигает 35 %, что является существенным недостатком. При длине балочек свыше 60 мм графики функций постепенно сходятся, и наблюдаемое различие между ними невелико.

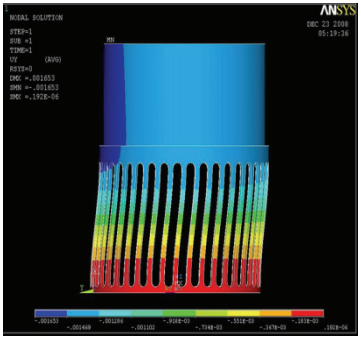


Рис. 4. Радиальные перемещения

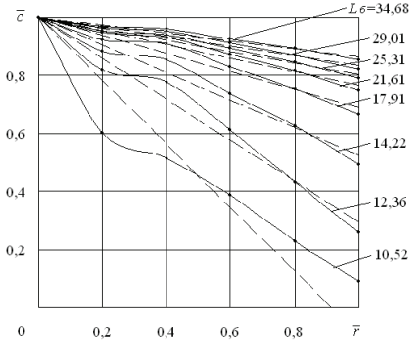


Рис. 5. Зависимость $\overline{c}$ от $\overline{r}$ при различных $L_б$

Нахождение поправочного коэффициента проводилось линейной аппроксимацией группы функций методом наименьших квадратов. На рис. 5 аппроксимирующие прямые показаны штриховыми линиями. Общее уравнение аппроксимирующих прямых имеет вид $\overline{c} = 1 - a\overline{r}$, где a – коэффициент, определяющий наклон аппроксимирующих прямых. Зависимость коэффициента a от безразмерной длины была аппроксимирована степенной функцией (рис. 6) $a = 8,2L_б^{-1,35}$. Погрешность аппроксимации не превышала 8 % в интервале $12 < L_б < 35$.

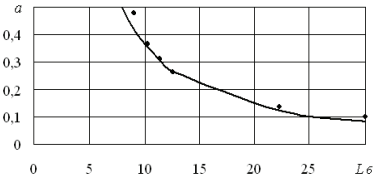


Рис. 6. Зависимость коэффициента a от $L_б$

Относительный коэффициент жёсткости принимает вид $\overline{c} = 1 - 8,2L_б^{-1,35}\overline{r}$. Поправочный коэффициент, учитывающий радиус скругления пазов

$$k_2 = \frac{1}{1 - 8,2\left(L_б\right)^{-1,35}\overline{r}}.$$

Полученный коэффициент k_2 позволяет с достаточно высокой степенью точности учитывать радиус скругления пазов УЭ. С целью дальнейшего совершенствования формулы (1) была построена зависимость безразмерного коэффициента жёсткости $\overline{c}_S = c_S / c_0$, где c_0 – коэффициент жёсткости, определяемый методом конечных элементов для нулевого радиуса скругления, c_S – коэффициент жёсткости, определяемый по формуле (1). График зависимости безразмерной жёсткости от безразмерной длины балочек представлен на рис. 7.

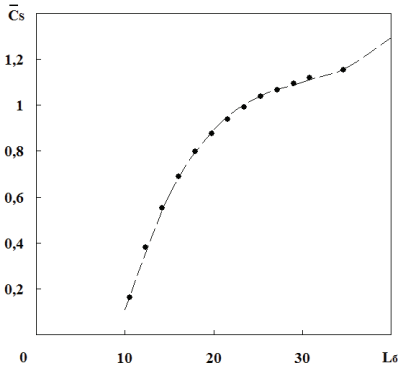


Рис. 7. Зависимость $\overline{c}_S$ от $L_б$

Из рис. 7 видно, что формула С.И. Сергеева может давать как завышенные, так и заниженные значения коэффициентов жёсткости. Причём при малых безразмерных длинах балочек значения могут отличаться до 80 %. Полученная зависимость хорошо аппроксимируется полиномом третьей степени $\overline{c}_S = 0,000095L_б^3 - 0,0086L_б^2 + 0,27L_б - 1,825$. Достоверность аппроксимации составила R^2=0,9995. Выражение для поправочного коэффициента будет иметь вид:

$$k_3 = \frac{1}{\left(0,000095L_б^3 - 0,0086L_б^2 + 0,27L_б - 1,825\right)}.$$

Окончательное выражение для определения жёсткости УЭ принимает следующий вид:

$$c = \frac{nEbh\left(b^2 + h^2\right)}{2l_б^3} k_1 k_2 k_3.$$

Выводы

Полученная формула позволяет с высокой степенью точности определять коэффициент жёсткости упругого элемента типа «беличьего колеса», имеющего геометрические особенности, характерные для опор авиационных двигателей.

Список литературы

1. Сергеев, С.И. Демпфирование механических колебаний [Текст] / С.И. Сергеев – М.: Физматгиз, 1959 – 408 с.

2. Сергеев, С.И. Динамика криогенных турбомашин с подшипниками скольжения [Текст] / С.И. Сергеев – М.: Машиностроение, 1973 – 304 с.

УДК 621.4

И.С. Барманов, к.т.н., ассистент
(Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара)

ВЛИЯНИЕ КОЭФФИЦИЕНТА ЖЁСТКОСТИ ШАРИКОВОГО ПОДШИПНИКА КАЧЕНИЯ НА КОЭФФИЦИЕНТ ЖЁСТКОСТИ ОПОРЫ РОТОРА БЕЗ ДЕМПФЕРНОГО УСТРОЙСТВА

Оценивается влияние жёсткости шарикового подшипника при действии различных нагрузок на жёсткость опоры ротора двигателя.

Вибрационное состояние авиационных газотурбинных двигателей и энергетических установок зависит от характеристик жёсткости и демпфирования в опорах роторов. В настоящее время широко используются упругодемпферные опоры, характеристики которых определяются конструкцией её структурных элементов: корпуса, упругого элемента, подшипника качения (ПК), уплотнений и демпфера. Однако опора ротора двигателя может включать не все перечисленные структурные элементы. Например, опора ротора компрессора высокого давления двигателя Д-36 не имеет демпфера (рис. 1).

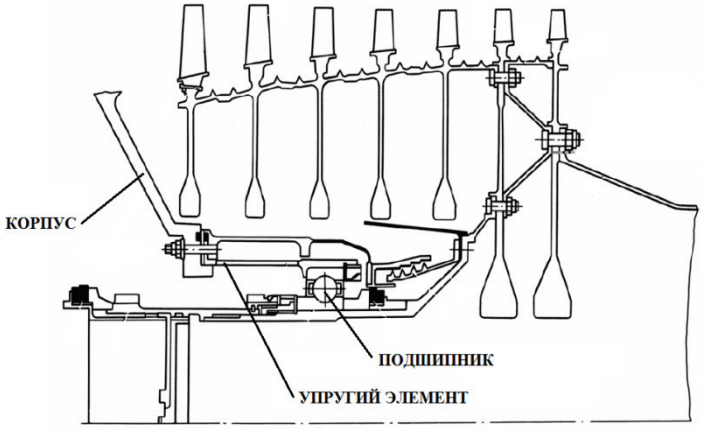


Рис. 1. Опора ротора компрессора высокого давления двигателя Д-36

Согласно [1] коэффициент жёсткости опоры определяется выражением

$$c_{УДО} = \frac{c_К c_{ПК}\left(c_Д + c_{УЭ}\right)}{c_К c_{ПК} + c_К\left(c_Д + c_{УЭ}\right) + c_{ПК}\left(c_Д + c_{УЭ}\right)}, \qquad (1)$$

где: $c_К$ – коэффициент жёсткости корпуса, $c_{ПК}$ – коэффициент жёсткости ПК, $c_Д$ – коэффициент жёсткости демпфера, $c_{УЭ}$ – коэффициент жёсткости упругого элемента.

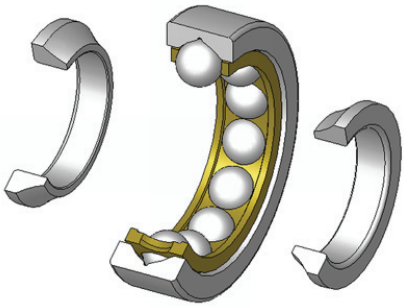


Рис. 2. Шариковый радиально-упорный подшипник

В опорах авиационных ГТД для восприятия осевых и радиальных нагрузок нашли применение шариковые радиально-упорные ПК (рис. 2). В справочной литературе отсутствуют формулы для определения жёсткости ПК, и приводятся выражения только для относительных перемещений колец под действием нагрузки. Данные формулы основаны на определении деформаций в контакте тел качения по теории Герца, и не позволяют точно определять жёсткость подшипников при различных условиях нагружения.

Для более точного расчёта можно использовать методику, изложенную в работе [2]. При расчётах учитываются перекосы произвольного направления наружного и внутреннего колец, толщина смазочного слоя, а также изменения радиальных зазоров при высоких скоростях вращения и наличия разности температур колец. Методика позволяет рассчитывать относительные смещения колец, распределение нагрузки и углы контакта, толщины смазочных слоёв в контактах, контактные напряжений и долговечность подшипника с двух-, трёх- и четырёхточечным контактом шариков с учётом различных конструктивных, технологических и эксплуатационных факторов.

Были проведены расчёты для авиационного подшипника № 126126 [3]. Величина начального радиального зазора составляла 150 мкм, а перекосы наружного и внутреннего колец принимались равными нулю. При расчёте подшипника радиальная нагрузка находилась в диапазоне F_r = 0…1000 Н, осевая – F_a = 0…900 Н, а частота вращения внутреннего кольца подшипника – n = 0…8000 об/мин. На рис. 3 приведены графики зависимости радиальной жёсткости в подшипнике от нагрузок и частоты вращения.

Из рис. 3 видно, что коэффициент радиальной жёсткости с ростом осевой нагрузки снижается, достигая минимума, а потом начинает возрастать. Минимальное значение на порядок меньше, чем значение при нулевой осевой нагрузке и соответствует соотношению сил $F_a / F_r \approx 0,25...0,3$. Имеет место ярко выраженный провал характеристики, причём ширина его прямо зависит от величины радиальной нагрузки – чем больше радиальная нагрузка, тем шире область низких значений коэффициента жёсткости подшипника. При этом минимальное значение коэффициента жёсткости соизмеримо с жёсткостью УЭ, которое обычно составляет 10…20 Н/мкм.

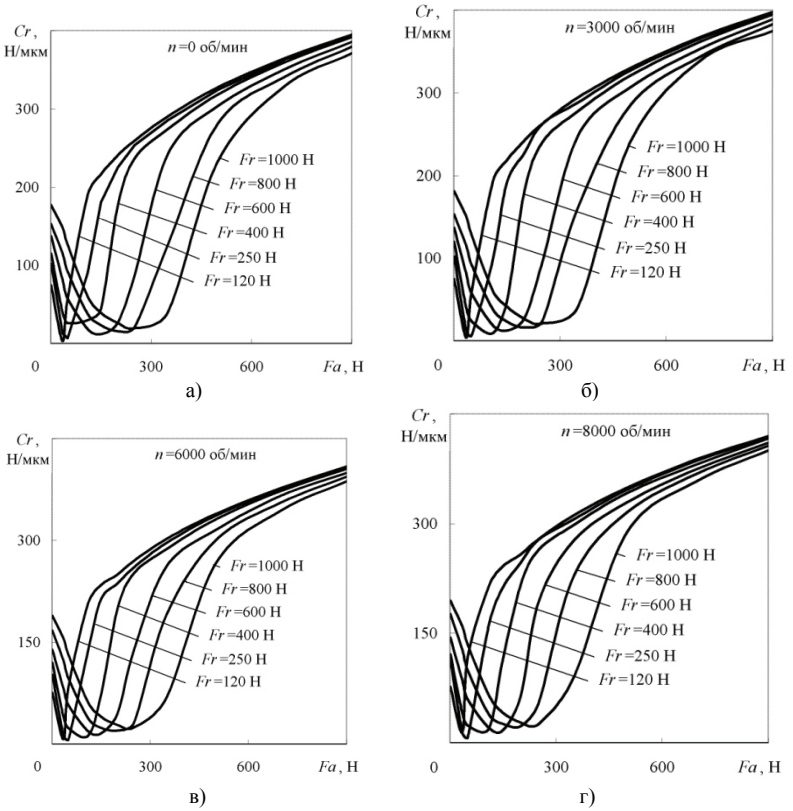


Рис. 3. Зависимость коэффициента радиальной жёсткости от осевой нагрузки при различной радиальной нагрузке и частоте вращения:
а) n=0 об/мин; б) n=3000 об/мин; в) n=6000 об/мин; г) n=8000 об/мин

Можно утверждать, что радиальная жёсткость существенно изменяется при изменении нагрузок. Характер зависимостей одинаков при одинаковом соотношении сил. Такое изменение необходимо учитывать при проектировании опор роторов, так как осевые и радиальные нагрузки на подшипники зависят от режима работы двигателя.

Оценим влияние коэффициента жёсткости подшипника на коэффициент жёсткости опоры на примере передней опоры компрессора высокого давления двигателя Д-36. При этом жёсткость корпуса принимается равной бесконечности $c_K = \infty$. Тогда формула (1) для определения коэффициента жёсткости опоры примет следующий вид $c_O = \dfrac{c_{ПК} c_{УЭ}}{c_{ПК} + c_{УЭ}}$.

Рассмотрим некоторые возможные случаи соотношения коэффициентов жёсткостей ПК и упругого элемента:

– жёсткость подшипника меньше жёсткости упругого элемента ($c_{ПК} = 0,5c_{УЭ}$)

$$c_O = \frac{c_{ПК}c_{УЭ}}{c_{ПК} + c_{УЭ}} = \frac{0,5c_{УЭ}^2}{1,5c_{УЭ}} = 0,33c_{УЭ};$$

– жёсткость подшипника равна жёсткости упругого элемента ($c_{ПК} = c_{УЭ}$)

$$c_O = \frac{c_{ПК}c_{УЭ}}{c_{ПК} + c_{УЭ}} = \frac{c_{УЭ}^2}{2c_{УЭ}} = 0,5c_{УЭ};$$

– жёсткость подшипника на порядок больше жёсткости упругого элемента ($c_{ПК} = 10c_{УЭ}$)

$$c_O = \frac{c_{ПК}c_{УЭ}}{c_{ПК} + c_{УЭ}} = \frac{10c_{УЭ}^2}{11c_{УЭ}} = 0,91c_{УЭ}.$$

В первом случае жёсткость опоры будет отличаться от жёсткости упругого элемента на 67 %, во втором - на 50 %, в третьем - на 9 %. Таким образом, можно заключить, что жёсткость опоры существенно зависит от жёсткости подшипника в тех случаях, когда жёсткость подшипника соизмерима с жёсткостью упругого элемента, т.е. когда $0,1<Fa/Fr<0,4$.

Выводы

Таким образом, можно заключить, что жёсткость опоры существенно зависит от жёсткости подшипника в тех случаях, когда жёсткость подшипника соизмерима с жёсткостью упругого элемента. Если же жёсткость подшипника больше жёсткости упругого элемента на порядок и более, то ею можно пренебречь, и жёсткость опоры будет определяться только жёсткостью упругого элемента.

Список литературы

1. Балякин, В.Б. Обобщённая методика расчёта и проектирования упругодемпферных опор роторов авиационных газотурбинных двигателей [Текст] / В.Б. Балякин, И.С. Барманов // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. – Самара, 2012. – Т. 14, № 4 – с. 282-287.

2. Балякин, В.Б. Теория и проектирование опор роторов авиационных ГТД [Текст] / В.Б. Балякин, Е.П. Жильников, В.Н. Самсонов, В.В. Макарчук. – Самара: Изд-во СГАУ, 2007. – 254 с.

3. Барманов, И.С. Исследование динамики авиационного шарикового радиально-упорного подшипника качения [Текст] / И.С. Барманов; СГАУ. – Самара, 2010. – 61 с. – деп. в ВИНИТИ Рос. акад. наук 29.11.2010, № 664-В2010.

УДК 621.891

С.Д. Недайборщ, аспірант
(Національний авіаційний університет, Україна, м. Київ)

СТРУКТУРОУТВОРЕННЯ ЗНОСОСТІЙКИХ ДЕТОНАЦІЙНИХ ПОКРИТТІВ СИСТЕМИ Cr-Si-B

Розглянуто ефективність застосування сучасних матеріалів для детонаційно-газових покриттів з метою відновлення зношених та зміцнення нових деталей авіаційної техніки. Показано закономірності структуроутворення покриття на основі Cr, легованого Si та B.

Сучасний розвиток авіаційної техніки висуває нагальну потребу удосконалення організації і засобів відновлення зношених деталей, впровадження нових ресурсоощадних технологій і обладнання, що дозволить з науковою обгрунтованістю і техніко-економічною доцільністю вирішувати експлуатаційні питання при забезпеченні в межах робочих обмежень високого рівня зносостійкості і довговічності вузлів і деталей які підлягають ремонту.

Однак технологічне забезпечення авіаційних підприємств, незважаючи на безперервне їх удосконалювання, не відповідає сучасним вимогам і ресурс відновлених деталей у багатьох випадках залишається низьким. Це у свою чергу приводить до передчасного відбраковування відновлених деталей, тим самим створює дефіцит, і як результат підвищує вартість ремонту, збільшує його тривалість і побічно сприяє зниженню безпеки польотів.

Деталі авіаційної техніки працюють, як правило, в різних екстремальних умовах: різкі зміни температур та навантажень, агресивні середовища тощо. Як результат це призводить до необхідності підбору для кожного вузла свого окремого матеріалу покриття при відновленні зношених і зміцненню нових деталей. Актуальною задачею в такому випадку є розробка нових сучасних матеріалів, які б забезпечували ефективну експлуатацію виробів з покриттями, які працюють в умовах комплексного одночасного впливу декількох факторів навколишнього середовища, мали б високу міцність, зносо-, корозійно- та жаростійкість.

До таких матеріалів слід віднести зносостійкий композиційний детонаційний матеріал системи Cr-Si-B [1]. Основою даного композиційного матеріалу є Cr, легований Si та B у відповідних оптимальних співвідношеннях компонентів. Додавання Si та B істотно знижує коефіцієнт тертя, інтенсивність зношування та підвищує міцність покриття.

Аргументований вибір даної композиції Cr-Si-B для напилення зносостійких покриттів виявляє основний вплив на закономірності явища структурної пристосованості та є основним з головних шляхів мінімізації показників тертя.

При цьому його оптимальний склад обумовлює оцінку впливу компонентів на структуру і властивості, яку проводили по структурному признаку [2]. Вибір в якості початкового матеріалу порошку хрому, який є стандартним матеріалом [3], обумовлено можливістю його багаторазового

легування. На рис. 1 приведено залежності впливу вмісту Si та B на мікротвердість та інтенсивність зношування.

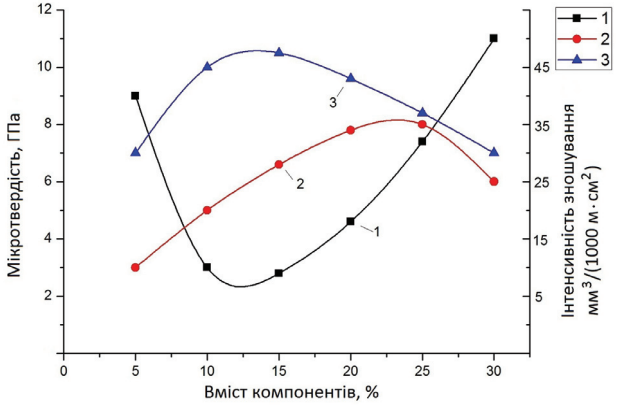


Рис. 1. Характер зміни мікротвердості (*2*) від вмісту Si, і залежність мікротвердості (*3*) та інтенсивності зношування (*1*) покриття Cr-Si від вмісту B.

Як видно з графіка, максимальну мікротвердість мають детонаційні покриття Cr-Si при наявності кремнію ~25%, при цьому механічні властивості отриманого матеріалу можуть бути підвищені шляхом додаткового легування бором, оптимальний вміст якого, як встановлено, відповідає ~12%. Введення кремнію і бора, що входять у твердий розчин хрому та істотно його зміцнюють, сприяє утворенню складно легованих високотемпературних сполук, що викликають дисперсне твердіння, завдяки чому опір зносу внаслідок утворення зміцнюючих фаз з високою термодинамічною стабільністю підвищується [4, 5]. Таким чином, позитивний вплив на структуру і властивості покриттів легуючі елементи роблять, як встановлено в процесі іспитів, лише при визначених концентраціях, оптимальне значення яких визначено експериментально.

Дослідження даного покриття насамперед були пов'язані з визначенням його структурно-фазового стану. В таблиці 1 приведено зміну фізико-механічних властивостей в залежності від фазового складу.

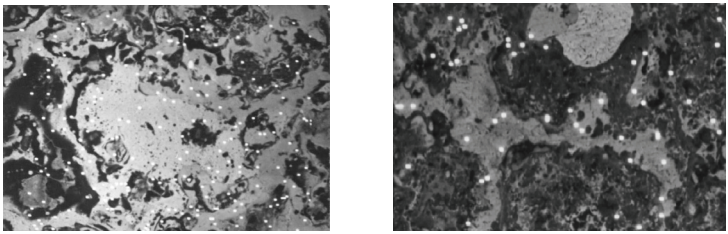
Таблиця 1

Зміна фізико-механічних властивостей від фазового складу

Покриття	Товщина, мм	Межа міцності до руйнування, ГПа	Міцність зчеплення з основою, МПа	Мікротвердість, ГПа
Cr-Si Cr-Si-B	0,16 – 0,20 0,11 – 0,20	0,65 – 0,76 0,79 – 0,87	50 – 8 3 78 – 108	6,0 – 6,9 10,5 – 12,7

Як видно, введення бору, як структурної складової композиційного покриття, значно покращує фізико-механічні властивості і збільшує межу

міцності до руйнування, міцність зчеплення з основою та мікротвердістю. Це обумовлено формуванням перш за все, тугоплавких боридних фаз Cr_4B, Cr_2B, Cr_5B_3, CrB, Cr_3B_4,CrB_2. Взаємодія хрому та кремнію призводить до утворення твердих зносостійких силіцидів хрому CrSi, Cr_2Si_3, $CrSi_2$. Рентгеноструктурний аналіз виявив також наявність твердих розчинів бору в хромі і кремнії та твердий розчин кремнію в хромі. Крім того, в структурі покриттів присутні оксиди хрому та кремнію, що утворюються при напилені у повітрі. Рентгенофазовий і металографічний аналіз стану покриттів виявив, що характерною рисою мікроструктури є багатофазність і дрібнодисперсність. На рис. 2 зображено мікрофотографії структурних особливостей розподілу компонентів покриттів.



а *б*

Рис. 2. Мікрофотографії розподілу зон локалізації Cr(*а*), Si(*б*) в мікрооб'ємах поверхневого шару.

Важливе значення в забезпеченні високої якості багатокомпонентних покриттів мають технологічні параметри напилювання. Була проведена серія експериментів по визначенню впливу співвідношення робочих газів і ступеня заповнення стволу газовою сумішшю на експлуатаційні характеристики покриттів. На рис. 3 приведена залежність інтенсивності зношування від заповнення стволу газовою сумішшю на основі ацетилену і кисню при співвідношенні 1:1.

Як видне напилювання при витратах робочих газів у співвідношенні для ацетилену і кисню 20/25-22/27 забезпечують незмінність хімічного складу і параметрів процесу напилювання, обумовлюють сталість властивостей покриттів, відносна щільність яких ~99%.

Дані мікрорентгеноспектрального аналізу, отримані в результаті оптимізації покриттів Cr-Si-B, дозволили класифікувати структури як тонкий конгломерат (більше 75% об'єму) який складають ультрадисперсні включення розмірами 1-3 мкм, збагачені бором, типу Me_2, Me_4, Me_6 і Me_{41}, структуру яких визначають атоми бору, що утворюють тверді підрешітки з вираженими зв'язками B, також визначена наявність твердого розчину на основі ромбоєдричної решітки β-B. Крім того встановлена наявність твердої боридної фази типу $(Cr,Si)_4B_5$ яка має рівномірні зерна та інтерметалідних з'єднань силіцидів типу MeSi, $MeSi_2$, $MeSi_3$, а також боридів кремнію Si_4, Si_6 і в'язкої двухфазної хромо-борокремнієвої матриці.

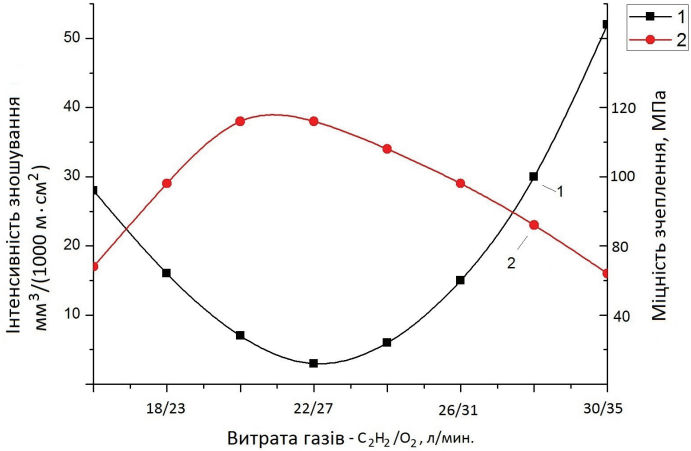


Рис. 3. Залежність інтенсивності зношування (*1*) та міцності зчеплення (*2*) покриттів Cr-Si-B від витрат газової суміші.

Висновки

В роботі вивчено склад, структуру, трибостійкість покриттів Cr-Si-B з елементів ресурсної бази країни, встановлена їх висока адгезія, фізико-механічні характеристики, опір зносу. Фактами, що роблять основний вплив на характеристики досліджуваних покриттів є структура і фазовий склад поверхневого шару, які дають можливість створювати нові матеріали, при розробці яких враховувалися техніко-економічні обмеження, зумовлювані вимогами виробництва, витрату дефіцитних і дорогих компонентів.

Застосування досліджуваних композиційних покриттів з метою підвищення зносостійкості вузлів тертя, як показали результати іспитів забезпечує їхню експлуатаційну надійність відповідно до вимог і можливостями, що відкриваються з розробкою нового конкурентноздатного матеріалу для зносостійких покриттів, отриманим детонаційним методом.

Список літератури

1. Декл. пат. на кор. мод. *65010 України*. Композиційних зносостійкий матеріал на основі Cr-Si-B для поверхневого зміцнення деталей; С22С 29/14 / С.Д. Недайборщ, В.В. Щепетов та ін. - № u 2011 04995; Заявл. 20.04.2011; Опубл. 25.11.2011, Бюл. №22. – 4 с.

2. *Костецкий Б.И.* Поверхностная прочность материалов при трении / Б.И. Костецкий, И.Г. Носовский и др. – К.: Техника, 1976. – 296 с.

3. *Фрезер Г.Е.* Основы механики и технологи композиционных материалов / Г.Е. Фрегер, М.Д. Аптекарь, Б.Б. Игнатьев и др. – К.: Аристей, 2004.-524 с.

4. *Владимиров В.И.* Физика износостойкости поверхности материалов. - Л.: ФТИ, 2011.-252с.

5. *Бершадский Л.И.* Адаптивность и обучаемость трибосисем. - К.: Знание, 1989.-20с.

УДК 621.891

О.В. Харченко, асистент
(Національний Авіаційний Університет, Україна, м. Київ)

ФОРМУВАННЯ АМОРФНИХ ПОКРИТТІВ Zr-Al-B ПРИ НАНЕСЕННІ ДЕТОНАЦІЙНО-ГАЗОВИМ МЕТОДОМ.

Розглянуто структуроутворення аморфних покриттів системи Zr-Al-B, визначені технологічні режими, що відповідають за отримання аморфізованих покриттів, на базі аналізу умов структуроутворення даних покриттів.

Досягнення властивостей функціональних матеріалів принципово нового рівня [1,2], можливо тільки при використанні металів з аморфною, мікрокристалічної та нанофазною структурами. Використання таких металів обумовлює якісні і кількісні зміни багатьох структурно-чутливих, фізико-хімічних і механічних властивостей, що підвищують експлуатаційні характеристики готових виробів. Також особлива увага приділяється технологіям і новим технічним принципам, що спрямовані на збереження та підвищення експлуатаційних властивостей вихідних матеріалів. Специфічного підходу вимагають і нові функціональні матеріали, структурні властивості яких змінюються при впливі температур, швидкостей і тисків, а також методика і технологія їх нанесення [3,4].

З метою вивчення закономірності структуроутворення аморфних покриттів, розглянуті покриття системи Zr-Al-B. Було встановлено, що зміна принципу подачі порошкового матеріалу в дуло установки дозволяє досягати збільшення кількості аморфної фази в структурі покриття до 40%. Отриманий результат, обумовлений змінами взаємного термічного впливу напилюваних частинок в процесі формування детонаційних покриттів, адже при поздовжній подачі порошку забезпечується більш високий ступінь аморфізації структури матеріалу, ніж при поперечній, що узгоджується з даними [5,6].

Технологічні параметри режимів напилення покриттів з аморфізованою структурою представлені в таблиці 1.

Таблиця 1

Режими напилення покриття системи Zr-Al-B

№ режиму напилення	Розмір частинок, мкм	Співвідношення витрат детонаційних газів		
		C_2H_2	O_2	N_2
1	5…40	0,5	0,5	0,5
2	5...40	0,5	0,1	0,5
3	5…40	1,0	1,0	1,0
4	5…70	1,0	1,0	0,5
5	5…70	0,5	0,5	0,5
6	5..150	0,5	0,5	0,5

Як видно з таблиці, в процесі напилення варіювалися об'ємні співвідношення компонентів детонуючої суміші, розмір часток порошкового

матеріалу. Так, в перших двох режимах, змінювали вміст кисню в суміші при фіксованих кількостях ацетилену і азоту, в подальших двох режимах при постійних витратах ацетилену і кисню змінювали концентрацію азоту. Вміст ацетилену і кисню при фіксованій подачі азоту змінювали в четвертому і п'ятому режимах, відношення обсягу суміші до кількості порошку і гранулометричний склад напилюваних частинок змінювали відповідно в першому, другому і в першому, п'ятому, шостому режимах.

Результати досліджень впливу технологічних режимів напилення на характеристики детонаційних покриттів Zr-Al-B зведені в таблицю 2.

Таблиця 2

Вплив технологічних режимів на характеристики покриття

№ режиму напилення	Кількість аморфної фази, %	Кількість розчинених газів		Твердість HV, МПа	Міцність зчеплення з основою, МПа
		O_2,%	N_2,%		
1	70	0,25	0,55	760	78
2	57	1,5	3,5	670	64
3	82	0,3	0,8	895	87
4	75	0,8	1,5	810	81
5	67	0,2	0,4	785	66
6	52	0,15	0,35	655	61

Аналіз отриманих експериментальних результатів вказує на складний характер впливу технологічних режимів на формування структури і властивостей аморфно-кристалічних покриттів в умовах детонаційного напилення. При цьому представляється можливим визначення оптимальних умов розробки технологічних режимів отримання аморфних покриттів, а також покриттів з заданим співвідношенням аморфної і кристалічної фаз при детонаційному напиленні [7,8].

Підвищення швидкісного напору продуктів детонації сприяє загальному поліпшенню якості покриттів, зокрема пористості, мікротвердості, зростанню кількості аморфної фази, підтвердженням чого служать дані технологічних режимів напилення, наведені в таблиці 2. Режими детонаційного напилення, що забезпечують мінімізацію вмісту розчинених газів в покритті, також відповідають підвищенню кількості аморфної фази.

Зниження ступеня хімічної активності детонуючого середовища досягається шляхом введення в суміш нейтральних газових компонентів і підвищенням вмісту горючих компонентів в суміші. Введення нейтральних газових добавок знижує концентрацію хімічно активних сполук на одиницю об'єму продуктів детонації. Підвищення вмісту пального компонента в суміші, забезпечує більш ефективну нейтралізацію окисної складової детонації.

Підвищення швидкісного напору продуктів детонації досягається шляхом підвищення обсягу детонуючої суміші (або ступеня заповнення стовбура детонаційної установки), що в момент детонації відповідає зниженню питомого обсягу продуктів детонації і підвищенню їх швидкості. У результаті зміни технологічних параметрів мають місце покриття з різним

співвідношенням аморфної і кристалічної складових. Особливий інтерес представляє дослідження впливу структурного стану аморфізованих покриттів на триботехнічні характеристики. За результатами експерименту встановлено, що ступінь хімічної активності детонуючого середовища поряд з дисперсністю напилюваного порошку, істотно впливає на структуру формованого шару, дозволяє змінювати триботехнічні характеристики покриттів. Дослідження впливу структурного стану аморфізованих покриттів наведено у таблиці 3.

Таблиця 3

Структурно-фазовий склад покриттів

№ режиму напилення	Фазовий склад, %				Вміст газів, %	
	аморфні	Zr_2Al	$Zr_{35}Al_{15}B_5$	α-Zr	O_2	N_2
C_2H_2:O_2+1:1,0	69	7,1	4,3	3,5	0,5	1,0
C_2H_2:O_2+1:1,4	81	10,2	4,8	1,8	0,35	0,55
C_2H_2:O_2+1:1,6	45	6,4	3,0	38,8	1,55	3,5

Результати триботехнічних випробувань представлені на рис.1

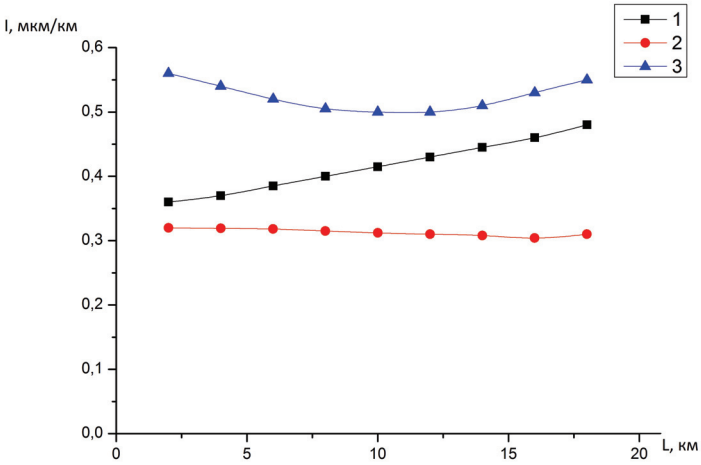


Рис.1 Інтенсивність зношування аморфізованих покриттів Zr-Al-B в залежності від режимів напилення (при V=0,5 м/с, P=5,0 МПа):
1-співвідношення C_2H_2:O_2 як 1:1;
2- співвідношення C_2H_2:O_2 як 1:14;
3- співвідношення C_2H_2:O_2 як 1:1,6.

Залежність зносостійкості покриття від кількості аморфної фази в досліджуваних межах носить монотонний характер. При цьому присутня кореляційна залежність між кінетичними параметрами процесу формування аморфізуємого шару та його фізико-механічними властивостями (твердість, пористість, зносостійкість). Встановлено, що режими напилення, які

призводять до збільшення кількості аморфної фази в покритті, відповідають підвищенню його зносостійкості. При цьому, режими напилення, що підвищують об'ємний вміст аморфної фази в детонаційних покриттях Zr-Al-B призводять до поліпшення триботехнічних характеристик.

Проаналізувавши умови структуроутворення покриттів системи Zr-Al-B, були визначені технологічні режими, відповідальні за отримання аморфізованих покриттів. Шляхом зміни співвідношення горючого газу і окислювача в детонаційній суміші, кількості добавок нейтрального газу, розміру часток напилюваного порошку, скорострільності і довжини дула, вдалося реанімувати співвідношення між аморфною і кристалічною складовими в покритті. Для покриття системи Zr-Al-B обґрунтована кількість аморфної складової в межах 70....80%. Режими детонаційного напилення, що забезпечують мінімізацію вмісту розчинених газів в покритті, відповідають підвищенню кількості аморфної фази, при цьому максимальна міцність зчеплення покриття відповідає режимам, при яких забезпечується максимальний його вміст.

Висновки

Таким чином, в результаті дослідження зносостійкості аморфізованих покриттів встановлено, що найкращим варіантом покриття з точки зору забезпечення максимальної зносостійкості, є покриття, структура яких представлена аморфною матрицею з незначними мікрокристалічними включеннями твердих фаз.

Список літератури

1. *Shiota Ichiro.* Современное состояние и перспективы в области разработки композиционных материалов на основе металлов J. Jap. Soc. Heat Treat. 1993, №6, с.327-332.

2. *Золотухин И.В.* Возможные пути использования аморфных металлических материалов, получаемых ионно-плазменным напылением // Аморфные (стеклообразные) металлические материалы: Сб. науч. тр. –М.: Наука,1992, с. 158-160.

3. *Ефимов Ю.В.*Метастабильные и неравновесные сплавы./ Ю.В. Ефимов, Г.Г. Мухин и др. –М.: Металлургия, 1988.-381с.

4. *Люборский Ф.Е.* Аморфные металлические сплавы/ Ф.Е. Люборский, А.М. Глезе. –М.: Металлургия, 1987.-582с.

5. *Судзуки К.* Аморфные материалы. –М.: Кигаку, 2005, №9.-с.560-571.

6. *Мирошниченко И.С.* Вопросы формирования метастабильных структур сплавов. – М.: Днепропетровск, 2008.-228с.

7. *Астахов Е.А.* Влияние детонационных покрытий на механические свойства изделий. –М.: Автоматическая сварка, 2004,№6-с.56-58.

8. Скаков Ю.А.Затвердение в условиях сверхбыстрого охлаждения/ Скаков Ю.А., Крапошин В.С. –М.: Металловедение и термическая обработка металлов,1990, №13.-с.3-78.

УДК 621.791

Ю. Л. Хлевна аспірант
(Національний Авіаційний Університет, Україна, м. Київ)

ДЕЯКІ АСПЕКТИ ПРИПРАЦЮВАННЯ ДЕТОНАЦІЙНИХ ПОКРИТТІВ НА ТИТАНОВОМУ СПЛАВІ ВТ22

Досліджено триботехнічні характеристики припрацювання детонаційних покриттів, на сплаві ВТ22, в гідрорідині АМГ-10, залежно від впливу швидкості та навантаження. Ступінчасте навантаження та постійна швидкість ковзання сприяють зменшенню часу та зносу від припрацювання, активізують процес формування трибологічних структур.

Функціонування відповідальних елементів авіаційної техніки (силових циліндрів в гідросистемах, опорних підшипниках шасі, букс-шток амортизаційної стійки шасі та деяких інших агрегатів), які працюють в умовах тертя ковзання визначається використанням матеріалів, якістю поверхневого шару, який в свою чергу визначається оптимізацією експлуатаційних режимів роботи трибосистем. Формування поверхневого шару припадає на режим початкової роботи – припрацювання. Модифікація поверхонь трибоелементів покриттями сприяє формуванню гами параметрів якості поверхневого шару, що забезпечує надійність роботи трибопари в процесі експлуатації. Так, титан є перспективним в якості конструкційного матеріалу, але схильність титанових сплавів до схоплювання обмежує можливість його використання [1]. Область застосування титанових сплавів в авіації може бути істотно розширена, якщо на них нанести покриття, які мають хороші антифрикційні властивості і не погіршують механічних характеристик. Одним з напрямків розвитку є використання захисних зносостійких покриттів, зокрема детонаційно-газових, які мають надзвичайно широкий діапазон технологічних режимів нанесення покриттів і використовуваних при цьому матеріалів.

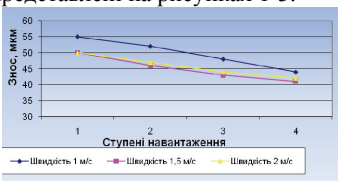
Комплекс властивостей матеріалів і середовища повинен сприяти стійкій реалізації універсального явища структурної пристосованості в процесі тертя, що забезпечує позитивну початкову роботу трибосистеми [2]. Використання плакованих порошків приводить до утворення навколо частинок порошку ділянок з підвищеними когезійними зв'язками, що сприяє формуванню щільного покриття добре зчепленого з основою. У покритті, за рахунок композиційної будови під впливом зовнішніх умов (навантаження, швидкості ковзання, мастила АМГ – 10) утворюється безліч мікрогальванічних елементів, які стимулюють електрохімічні і хімічні реакції. Але в процесі припрацювання трибологічна структура ще не сформована і період припрацювання особливо напружений. Тому дослідження сприятливих умов припрацювання, за рахунок режимів, для забезпечення високого рівня зносостійкості і довговічності перспективних пар тертя авіаційної техніки займає вагоме місце.

Виходячи з попередніх міркувань було обрано дослідити процес припрацювання детонаційних покриттів на ВТ 22, плакованими порошками з

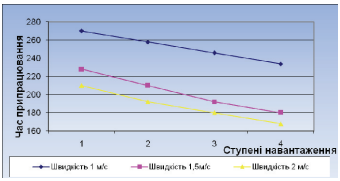
карбідотвірною основою TiC та без неї, а саме: Ni-Fe-B-Al, TiC-Ni-P, Al_2O_3-$2TiO_2$. Порошки розмірами 30-50 мкм наносили на підготовлену поверхню зразків з титанового сплаву ВТ-22, в якості детонуючого газу використовували суміш кисню з ацетиленом. Нанесення покриттів проводили на установці УПУ-2М, на режимі I=290А, U=50В, дистанція нанесення покриття – 100мм. Покриття наносили на торцьові поверхні кільцеподібних зразків, товщина покриття 250мкм, потім шліфували до товщини 200 мкм, обробляли до шорсткості Ra=0,32мкм. Триботехнічні дослідження кожного з покриттів проводили за кінематичною схемою «площина (торець стаціонарно закріпленого бронзового кільця) – площина (торець рухомого кільця з покриттям)» на розробленому лабораторному пристрої торцевого тертя, за умов однобічно направленого ковзання в середовищі гідравлічної рідини АМГ-10. Торець бронзового кільця (зразок) виготовляли, роблячи відповідні прорізи, у вигляді рівномірно розташованих вздовж периметру кільця трьох рівних за площею та геометрією секторів. Коефіцієнт перекриття поверхонь зразка та контртіла в парі тертя дорівнював 0,25.

Проаналізувавши принципи зміни зовнішньосилового впливу було обрано дослідження за наступними критеріями – 1 – постійне навантаження (P – const), постійна швидкість ковзання (V – const); 2 – ступінчасте збільшення навантаження, V – const. Початкове навантаження встановлювалось експериментальним шляхом, аналізуючи коефіцієнт варіації. Припрацювання трибологічних систем: детонаційні покриття – АМГ-10 – БрАжМц 10 – 3 – 1,5 з коефіцієнтом варіації сили тертя 10 – 30% було при навантаженні P=4МПа. Швидкість обиралась таким самим методом і становила V =1 м/с , 1,5 м/с та 2м/с. При цьому час припрацювання та знос для кожного покриття був значним (рисунок 1 – 3 – перша ступінь навантаження).

З метою зменшення часу припрацювання, розширення діапазону граничних значень навантаження, зносу від даного етапу було обрано ступінчасте збільшення навантаження на етапі припрацювання. Початкове навантаження становило 4 МПа, при швидкостях 1 м/с , 1,5 м/с та 2м/с. Через час Т, який відслідковувався у відповідності з коефіцієнтом варіації сили тертя навантаження підвищувалось на попередньо визначену одну сходинку, відповідно 5, 6 та 7МПа. Кінцевим ступенем навантаження було 7МПа, тому що при наступній ступені 7,5МПа, коефіцієнт варіації перевищував 40%, що супроводжувалось схопленням. Результати триботехнічних досліджень представлені на рисунках 1-3.



а)



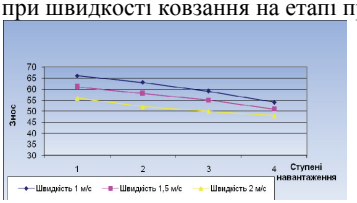
б)

Рисунок 1. Результати триботехнічних досліджень процесу припрацювання системи Ni-Fe-B-Al – АМГ-10 – БрАжМц 10 -3 -1,5, в залежності від ступенів навантаження та

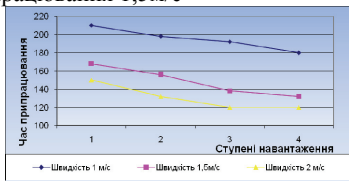
швидкості ковзання: а) сумарний знос покриття та бронзи; б) тривалість процесу припрацювання.

Найменший час припрацювання в системі БрАжМц -10-3-1,5–АМГ-10–Ni-Fe-B-Al, при швидкості ковзання 2 м/с і становить на четвертій ступені навантаження 168 хвилин.

Найменший знос БрАжМц -10-3-1,5 в системі БрАжМц -10-3-1,5–АМГ-10–Ni-Fe-B-Al, при швидкості ковзання 1,5 м/с, хоча знос покриття має кращі результати при швидкості 2 м/с. Тож сумарний знос найменший даної системи при швидкості ковзання на етапі припрацювання 1,5м/с



а)

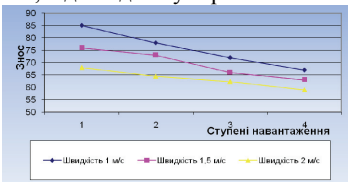


б)

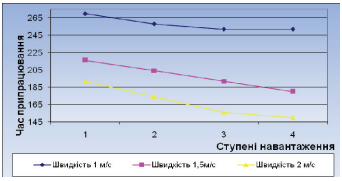
Рисунок 2. Результати триботехнічних досліджень процесу припрацювання системи TiC-Ni-P – АМГ-10 – БрАжМц 10 -3 -1,5, в залежності від ступенів навантаження та швидкості ковзання: а) сумарний знос покриття та бронзи; б) тривалість процесу припрацювання.

Проаналізувавши рисунок 2 (б), можна сказати, що швидкість ковзання 2 м/с, має найкращі результати за часом припрацювання становить на четвертій ступені навантаження 120 хвилин.

Найменший знос БрАжМц -10-3-1,5 в системі БрАжМц -10-3-1,5–АМГ-10– TiC-Ni-P та покриття, як видно з графіка 2 (а) при швидкості ковзання 2 м/с, відповідно сумарний знос також при швидкості 2м/с.



а)



б)

Рисунок 3. Результати триботехнічних досліджень процесу припрацювання системи Al_2O_3-$2TiO_2$ – АМГ-10 – БрАжМц 10 -3 -1,5, в залежності від ступенів навантаження та швидкості ковзання: а) сумарний знос покриття та бронзи; б) тривалість процесу припрацювання.

Детонаційне покриття, порошком Al_2O_3, плакований $2TiO_2$ на ВТ22 має найменший час припрацювання при швидкості ковзання 2 м/с і становить на четвертій ступені навантаження 150 хвилин (рисунок 3 б).

Найменший знос БрАжМц -10-3-1,5 в системі БрАжМц -10-3-1,5–АМГ-10– Al_2O_3-$2TiO_2$, при швидкості ковзання 1 м/с, а покриття при V=2м/с. Сумарний знос найменший при швидкості 2м/с (рисунок 3 а).

Виходячи з аналізу літературних даних, чим далі система знаходиться від стаціонарного процесу, тим швидше буде проходити процес припрацювання, тому ступінчасте навантаження зменшує час припрацювання,

при цьому розширюється область можливих початкових навантажень. Швидкість 2м/с, в порівнянні з 1м/с та 1,5м/с, сприяє активізації формування трибологічних структур. Пов'язане з цим тепловиділення є одним з основних способів активації хімічних процесів

Результати ОЖЕ спектрального аналізу показали, що на поверхні бронзи спостерігається значене навуглецювання поверхні, щодо покриттів, то окрім навуглецювання присутнє окислення. Вуглець рівномірно розподілений по тілу карбідних частинок. Однак в тих випадках, коли карбіди мають явні дефекти в вигляді пор, виямок, тощо спостерігається зниження вуглецю в цих місцях. Зазначені структури являють собою суцільну й щільну плівку аморфізованого шару вуглецю, окислів Cr_2O_3, Al_2O_3 і борного ангідриду B_2O_3. Пришвидшення часу припрацювання, а також підвищення зносостійкості пари тертя в режимі перенесення атомів вуглецю обумовлено тим, що частинки зносу не йдуть із зони тертя, а взаємодіючи з мастилом, утворюють суспензію, при руйнуванні якої на парі тертя утворюється новий шар. Виходячи з цього можна зробити висновок, що не лише в мідних, але й вуглецевовмісних речовинах присутній перенос, в даному випадку атомів вуглецю на поверхні як бронзи так і покриттів. Це відбувається за рахунок деструкції мастила, в якому розчиняються анодні елементи, катодні переносяться з поверхні на поверхню. Найбільша концентрація вуглецю в покриття з карбідом титану TiC, так як в процесі так званого вибіркового перенесення беруть участь не лише вуглецевовмісні молекули мастила, але й вуглецевовмісні карбідні фази твердих тіл, зокрема TiC-Ni-P. Вуглець надає рухливість поверхневого шару, що забезпечує високу швидкість релаксації трибосистеми.

Висновки:

Досліджено закономірності та механізм припрацювання трибо логічних структур детонаційних покриттів, в системах БрАжМц -10-3-1,5–АМГ-10– Ni-Fe-B-Al, БрАжМц -10-3-1,5–АМГ-10– TiC-Ni-P, БрАжМц -10-3-1,5–АМГ-10– Al_2O_3-2TiO_2. Поетапне збільшення навантаження та швидкості ковзання V=2м/с активізує процес припрацювання, час та знос від припрацювання скорочується.

Зафіксовано збільшення концентрації атомів вуглецю як на поверхні бронзи так і покриття. Найбільша концентрація вуглецю на глибині 30 – 70 нм в покриття з карбідом титану, в системі TiC-Ni-P – АМГ-10 – БрАжМц 10 -3 -1,5, оскільки в процесі перенесення атомів вуглецю беруть участь не лише вуглецевовмісні молекули мастила, але й вуглецевовмісні карбідні фази покриття TiC-Ni-P. Так звана «двошаровість» покриття: збагачений шар вуглецю сприяє кращому припрацюванню, з найменшим початковим зносом, а нижній шар сприяє підвищенню зносостійкості в стаціонарному режимі.

Список літератури

Кульгавий Е. А. Триботехнічні характеристики механізма припрацювання і стаціонарного зношування / Кіндрачук М. В., Хлевна Ю. Л., Данілов А. П. // Проблеми тертя та зношування: Наук.-техн. зб. – К.: Вид-во НАУ «НАУ-друк», 2012. – Вип. 57. – С.139 – 145

Карасик И. И. Прирабатываемость, закономерности и методы оценки влияния приработки и изнашивания на триботехнические характеристики опор скольжения:[Текст]: дис. док. техн. наук: 05.02.04/ Илья Исаакович Карасик. – М., 1983. – 450 с.

УДК: 681.891 (045)

М.М. Свирид, Г.А. Волосович, Л.Б. Приймак
(Національний авіаційний університет, Україна, м. Київ)

ВПЛИВ МАГНІТНОГО ПОЛЯ НА ЕНЕРГЕТИЧНИЙ СТАН ОЛИВИ

В роботі досліджено вплив магнітного поля на зміну енергетичного стану оливи. В ході досліджень встановлено, що із підвищенням енергії оливи рівень зношування знижується, що дозволяє впливати на зносостійкість поверхонь тертя в середовищах оброблених магнітним полем.

Вступ. Підвищення працездатності і економічності вузлів тертя виступає комплексною проблемою і її вирішення досягається на всіх стадіях конструювання, виробництва і експлуатації виробів. Важливою умовою реалізації надійності і довговічності пар тертя є підвищення експлуатаційних властивостей змащувальних матеріалів, а у зв'язку із різким подорожченням природних ресурсів це стає актуальною науково-технічною проблемою.

Створення сучасних, високоефективних і екологічно-безпечних умов роботи механізмів по обробці вуглеводневих середовищ вимагають розробки і впровадження нових технологій для інтенсифікації хіміко-технологічніх процесів і вдосконалення заходів по ресурсо- і енергозбереженню. Тому питання відносно підвищення експлуатаційних властивостей робочих рідин, зокрема магнітним полем, є одним із складових при розгляді пріоритетних напрямів забезпечення надійності роботи моторної техніки та вузлів тертя.

Сучасні вимоги до олив, режимів і властивостей їх роботи в різних умовах визначають необхідність підвищення реологічних властивостей існуючих матеріалів, пошуку нових напрямів і методів створення мастильних матеріалів для вузлів тертя машин і механізмів. Тому питання подовження терміну служби пар тертя, а також підвищення експлуатаційних властивостей мастильних матеріалів є одним із пріоритетних напрямів забезпечення надійності роботи технологічного устаткування і знаходять своє віддзеркалення в державних програмах по ресурсо- та енергозбереженню.

Метою роботи було дослідження зміни енергетичного стану оливи 5W40, яка знаходиться під дією магнітного поля, шляхом пропускання через неї променя білого світла перпендикулярно напрямку МП і визначення енергетичних аспектів взаємодії оливи з МП.

Одним з напрямів продовження терміну експлуатації і відновлення трибоспряжень є модифікація поверхонь в процесі тертя за рахунок формування металовмісних плівок, шляхом використання змащувальних матеріалів, які знаходяться під дією магнітного поля.

Як відомо, змащувальні матеріали, оброблені магнітним полем, володіють високими антифрикційними і зносостійкими властивостями [1], тому використовуються для олив магнітних підшипників, зубчастих передач.

У наш час значна увага приділяється дослідженням модифікування моторної оливи обробкою її фізичними полями, результати яких відображують в роботах багатьох учених, а саме І.А. Кравця, Е.М. Лісикова, Н. А.

Півоварова, Е.С. Венцеля, Л.І. Погодаєва, С.В. Путінцева і ін. [2 - 4]. Авторами роботи [5] проводилися дослідження відносно дії електромагнітного поля на авіаційне паливо з метою подовження терміну служби підшипників кочення на датчиках витратоміру палива. Автори встановили вплив електромагнітної обробки на протизношувальні властивості вуглеводневих спряжень. На їх думку, однією із особливостей хімічних сполучень в органічних сполуках є просторова орієнтація, при якій молекула набуває певної геометричної структури, хімічні зв'язки в ній мають ковалентний характер і порівняно легко поляризуються. Зрушення в молекулах, викликане взаємним впливом на атоми, активно впливає на физико-хімічні властивості вуглеводнів.

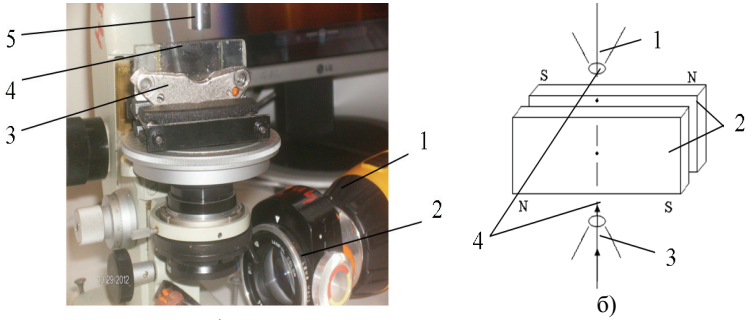
У свою чергу, квантова механіка говорить, що чим більша частота світлового потоку, або зміна його від червоного до фіолетового кольору, тим більша його енергія [6]. Тому зміна кольору речовини і є енергетичним показником у формуванні внутрішнього стану вуглеводневих мастильних матеріалів, який можливо змінитися зовнішнім впливом магнітного поля.

Матеріали та методи дослідження. Суть представленої методики полягає в зміні частоти білого світла (тобто кольору), при проходженні його через шар оливи. Кожний колір має свою енергетичну складову фотона [7] табл.1.

Табл.1. Характеристика випромінювання кольору

Колір	Діапазон довжин хвиль, нм	Діапазон частот, ТГц	Діапазон енергії фотонів, еВ
Фіолетовий	380-440	790—680	2,82—3,26
Синій	440—485	680—620	2,56—2,82
Блакитний	485—500	620—600	2,48—2,56
Зелений	500—565	600—530	2,19—2,48
Жовтий	565—590	530—510	2,10—2,19
Оранжевий	590—625	510—480	1,98—2,10
Червоний	625—740	480—400	1,68—1,98

На рис. 1. представлено а) сегмент пристрою для дослідження рідиннофазних речовин в МП, що складається з: 1 – джерело світла, 2 - об’єктив для обробки світла, 3 - постійні магніти, що створюють МП для обробки рідиннофазного матеріалу, 4 - діелектрична скляна ємність, що знаходиться між МП та досліджуваним матеріалом, 5 - об’єктив мікроскопу. На рис 1.б) показано схему розміщення магнітів при дослідженнях впливу МП на оливу: 1 – об’єктив мікроскопу, 2 – постійні магніти, 3 – фокусуючий об’єктив мікроскопу, 4 – оптична вісь проходження променя білого світла.



а) б)

Рис. 1. а) сегмент пристрою для дослідження рідиннофазних речовин в МП, б) схема розміщення магнітів при дослідженнях впливу МП на оливу

Обговорення результатів термодинамічного аналізу. Використанні синтетичні оливи мають однакову форму молекули, що відбивається на світловій діаграмі (рис.2) тому в МП різкий перехід на межі дії МП в синтетичній оливі 5W40 (рис. 2 S/N і N/S №3) пояснюється підвищеною кількістю (на 25%) модифікуючих добавок, що не залежно від їх магнітної природи, так або інакше, провокує зміщення цих добавок залежно від напряму МП. Результати досліджень зміни енергетичного стану моторної синтетичної оливи 5W40 в МП представлені на рис.2

Виходячи з результатів досліджень представлених на рис. 2. точка №0 це олива на яку не діє МП, її енергія становить 1,98 еВ, а лінія переходу між напрямами МП візуально відрізняється зміною кольору, а це пояснюється тим, що у складі синтетичних олив наявна значна кількість модифікаторів, що підтверджується наявністю фотографій (рис.2 N/S, S/N №1, №2). Олива в точці №5 N/S, S/N напрямків МП після пропускання променя білого світла характеризується розмитим зеленим кольором, енергія якого 2,1 еВ.

Якщо ж говорити про залежність рівня зношування від величини енергії фотона у оливі, то після проведення ряду досліджень визначено, що із збільшенням енергії фотону рівень зношування знижується. Зміна реологічних параметрів оливи в МП змінює рівень зношування, для визначення даної залежності проведено трибологічні дослідження [8] пари тертя ШХ15 по ЛС59-1 в робочих середовищах рис. 3. при навантаженні 1МПа та швидкості 0,1 м/с. Де вказано, що при підвищенні енергії оливи інтенсивність зношування знижується.

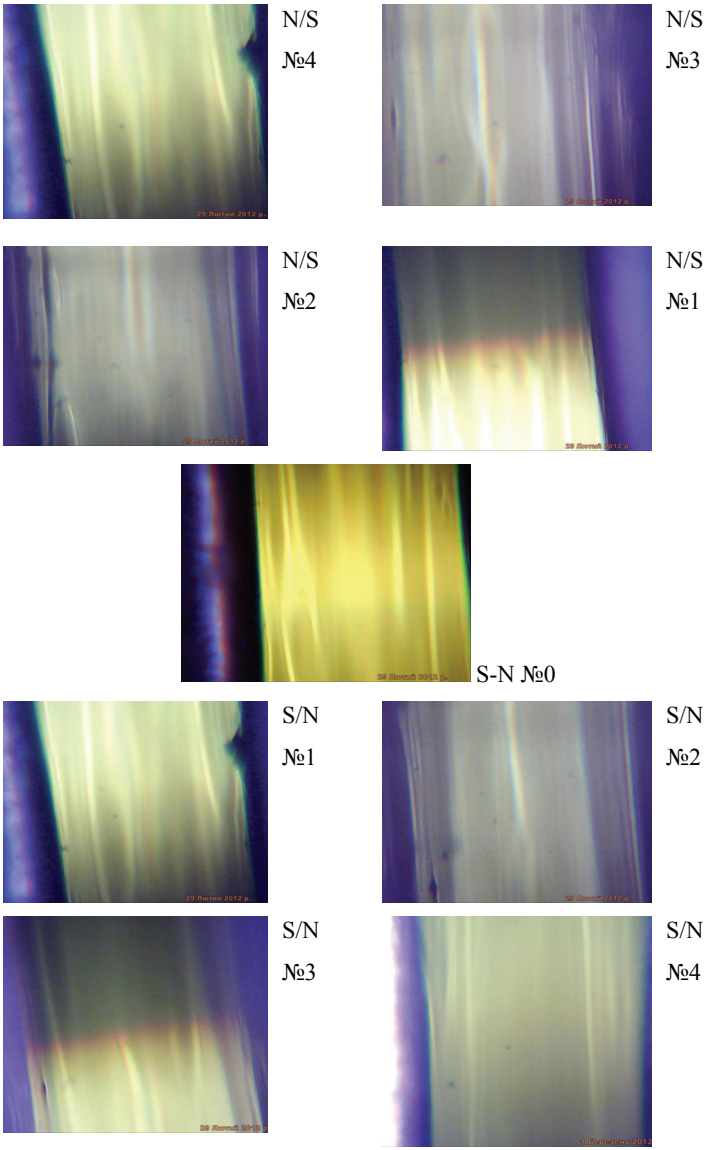


Рис. 2. Результати досліджень зміни енергетичного стану синтетичної оливи 5W40, що знаходиться під дією МП постійного магніта напруженістю B=0,3Тл, шляхом пропускання світла через нього

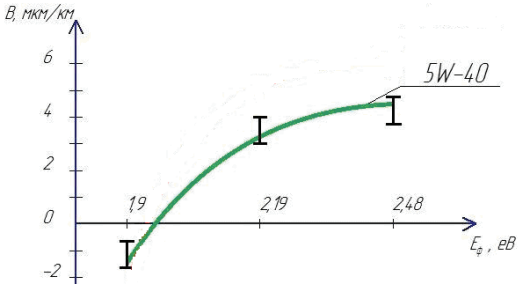


Рис. 3. Графік залежності рівня зношування від величини енергії фотона світла в оливі

Таким чином, встановлено, що МП підвищує енергію оливи покращуючи протизносні властивості робочого середовища при терті та не погіршує інших її експлуатаційних параметрів.

Отже, одержанні результати підтверджують та доводять актуальність використання дії МП на робоче середовище при терті.

Висновки. На основі проведених аналітичних досліджень визначено що:

1. величина енергії, з якою МП діє на оливу, складає (0,21…0,38) еВ або 11% - 11,8%; 2. із збільшенням енергії фотону рівень зношування знижується, а це дозволяє регулювати інтенсивність зношування поверхонь тертя в середовищах оброблених МП. 3. із збільшенням енергії активації оливи підвищується її інтенсивність взаємодії із поверхнею тертя, яка в свою чергу також активована в точках фактичного контакту.

Список літератури

1. Гладкий Я.Н. Взаимосвязь трибологических характеристик материалов с физико-химическими процессами в зоне трения / Я.Н. Гладкий, С.С. Бысь // Проблеми трибології (Problems of Tribology). – 2001. – №4. – С. 203 – 210.

2. Диха О. Розрахунково-експериментальне дослідження трибологічних властивостей мастильних матеріалів // О. Диха, А. кузьменко, В. Мокрицький – Машинознавство – 2001. – №7. – С. 29 – 32.

3. Лисіков Є.М. Підвищення ресурсу трибосполучень технічних систем шляхом впливу електростатичного поля на мастильні матеріали / Є.М. Лисіков // Техніка та технологія виконання будівельних, колійних та перевантажувальних робіт на транспорті: Зб. наук. праць. Вип.58. – Харків: УкрДАЗТ, 2004. – С. 5 – 10.

4. Третьяков И.Г. Влияние электромагнитной обработки на противоизносные свойства индивидуальных углеводородных соединений / И.Г. Третьяков, Ю.И. Короленко // Вопросы авиационной химмотологии. Межвуз. сб., Вып.2. Киев, 1978. – С.141 – 144.

5. Подгорков В.В. Несущая способность магнитных жидкостей / В.В. Подгорков // Трение и износ. – 1990. – Т11. – №2. – С. 359 – 361.

6. Садбери А. Квантовая механика и физика элементарных частиц / А. Садбери. – М.: Мир, 1989. – 488 с.,

7. Thomas J. Bruno, Paris D. N. Svoronos. CRC Handbook of Fundamental Spectroscopic Correlation Charts. — CRC Press, 2005.

8. Свирид М.М., Кудрін А.П., Кравець І.А., Приймак Л.Б., Бородій В.М. Пристрій для дослідження поверхонь тертя в постійному рівномірному та нерівномірному магнітному полі / Патент на корисну модель № 70877, G01N 3/56. Заявка u201115161, 21.12.2011. Опубл.25.06.2012, Бюл. № 12 – 5 с.

УДК: 621.342.1

І.П. Білокур, Ю.О. Гордонна.
(Національний Авіаційний Університет, Україна, м. Київ)

СТАТИСТИЧНІ МОДЕЛІ ОЦІНКИ КВАЛІФІКАЦІЙНОГО РІВНЯ ПЕРСОНАЛУ

На прикладі оцінки кваліфікаційного рівня персоналу розроблено модель оцінки компетентності персоналу. Ця модель може застосовуватися в органах сертифікації персоналу з неруйнівного контролю і входити в структуру СУЯ ОСП.

Для забезпечення об'єктивного, узгодженого, справедливого та надійного процесу сертифікації персоналу розроблено алгоритм моделювання комплексної оцінки компетентності, який має такий вигляд:

- визначення вимог (необхідних особистісних якостей, знань, умінь) та специфіки діяльності персоналу певної галузі (наприклад, фахівців із неруйнівного контролю);
- установлення критеріїв оцінки — визначення його кількісних та якісних показників;
- визначення інструментарію — методів оцінки;
- визначення процесів ОСП, необхідних для підтвердження компетентності персоналу певного виробничого сектору;
- визначення показників моніторингу процесів ОСП та критеріїв перебігу процесів сертифікації персоналу в керованих умовах.

Моделювання комплексної оцінки компетентності може бути здійснено на підставі дослідження складу оцінних ознак спеціалістів з неруйнівного контролю та специфіки їхньої діяльності.

Основні оцінні ознаки компетентності спеціаліста:

- освіта (академічні вимоги до освіти);
- досвід [загальний досвід роботи та досвід роботи за вибраним виробничим сектором;
- особистісні показники якості;
- знання та вміння, необхідні фахівцю.

Компетентність для проведення неруйнівного контролю досягається поєднанням перелічених раніше складових.

У контексті моделювання комплексної оцінки компетентності основні оцінні ознаки згруповано в три блоки.

Блок оцінних ознак $О_{а.п}$ (оцінка потенціалу фахівця) характеризує спеціаліста як соціальну особистість, яка протягом певного проміжку часу здобула освіту, досвід, дістала спеціальну підготовку та пройшла стажування з метою одержання повноважень на дальшу самостійну практику. Формування кожним спеціалістом блоку оцінних ознак $О_{а.п}$ — передумова самостійної діяльності з контролю якості.

Блок оцінних ознак $О_{п.о.а}$ (потенціал особистості спеціаліста) характеризує фахівця як психофізіологічну особистість.

Блок оцінних ознак $О_{з.в}$ (знання та вміння) безпосередньо характеризує професійну компетентність — знання та вміння, що їх повинен набути та продемонструвати фахівець.

З метою визначення критеріїв, за якими має здійснюватись оцінка компетентності, та вагових коефіцієнтів кожного з критеріїв застосовують метод вибіркового опитування (за спеціально розробленими анкетами). Розглянемо опитування згрупованих у вісім груп двадцяти чотирьох респондентів, зацікавлених у результатах оцінки компетентності.

Формування груп респондентів:

1) кандидати на отримання кваліфікації;

2) спеціалісти, що підтверджують компетентність на наступний тер-мін чинності сертифіката компетентності;

3) працедавці кандидатів на отримання спеціальності;

4) представники національного органу України із сертифікації;

5) представники навчальних закладів, що провадять підготовку кандидатів на отримання спеціальності;

6) представники користувачів послуг сертифікованих спеціалістів — підприємств, організацій, установ, міністерств, відомств, громадських організацій;

7) учасники безпосереднього процесу оцінки кандидатів (члени атестаційної комісії ОСП);

8) співробітники ОСП, що беруть участь у процесах системи сертифікації персоналу, крім процесу оцінки.

Від кожної групи опитуваних одержують перелік критеріїв та їхній рейтинг (ваговий коефіцієнт). Щоб оцінки мали цінність для використання, провадять аналіз експертних оцінок і виконують певні процедури їх збирання й опрацювання. Для визначення значущості різних складників концептуальної моделі комплексної оцінки компетентності провадять опитування восьми експертів — по одному від кожної групи, оцінка яких найбільше збігається з думкою всієї групи. Експерти розставляють бали за кожним зі складників так, щоб їх сума дорівнювала 100. Коли аналізують оцінки, одержані від експертів, виникає потреба визначити конкордацію — узгодженість їхніх думок за кількома факторами, які впливають на один кінцевий результат.

Припустимо, існує низка об’єктів 1, 2, ..., n, що на різних рівнях володіють тією самою якістю χ і проранжирувані відповідно до цієї якості m експертами (табл.1). Для розрахунку значення коефіцієнта конкордації спочатку знаходимо суму оцінок (рангів) за кожним фактором $\sum_{j=1}^{m} x_{ij}$, а відтак — різницю між цією сумою та середньою сумою рангів за формулою

$$\Delta_i = \sum_{j=1}^{m} x_{ij} - T, \qquad (1)$$

де:

$$T = \frac{\sum_{i=1}^{n}\sum_{j=1}^{m} a_{ij}}{n}. \qquad (2)$$

У цій формулі a_{ij} — середнє значення для сумарних рангів ряду

$$a_{ij} = -\frac{1}{2} m\,(n+1). \qquad (3)$$

Таблиця 1.

Побудова рангів складових концептуальної моделі комплексної оцінки компетентності щодо розрахунку коефіцієнта конкордації

Оцінювана складова (блок оцінних ознак)	№ групи експертів								Сума рангів	Відхилення від середньої суми рангів	Квадрати відхилень
	1	2	3	4	5	6	7	8			
Аудиторський потенціал / ($О_{а.п}$)	1	1	1	1	1	1	1	1	8	-16	256
Потенціал особистості фвхівця/ $О_{п.о.а}$ /($О_{а.п}$)	3	2	2	2	2	2	2	2	17	-7	49
Знання та вміння, необхідні фахівцю/ ($О_{з.в}$)	4	4	4	3	3	4	3	3	28	4	16
Процеси сертифікації персоналу	2	3	3	4	4	3	4	4	27	3	9
Компетентність / ($О_{комп}$)	5	5	5	5	5	5	5	5	40	16	256
S	586										

Далі розраховується сума квадратів різниць (відхилень) *S* за формулою

$$S = \sum_{i=1}^{n} \left\{ \sum_{j=1}^{m} x_{ij} - \frac{1}{2} m (n+1) \right\}^2 . \qquad (4)$$

Очевидно, що величина *S* має максимальне значення, у разі коли всі експерти дають однакові оцінки. Тому сумарне квадратичне відхилення від середнього значення для сумарних рангів факторів за максимальної узгодженості матиме вигляд:

$$S_{\max} = \frac{1}{12} n\, m^2 (n^2 - 1). \qquad (5)$$

Виходячи з цього коефіцієнт конкордації *W* розглядається як відношення фактично одержаної величини *S* до її максимального значення для даної групи експертів *m* і кількості факторів *n*, тобто

$$W = \frac{S}{S_{\max}} . \qquad (6)$$

Цей коефіцієнт може змінюватись від 0 до 1. Якщо він дорівнює одиниці, це означає, що всі експерти однаково оцінили за даною ознакою *X,* а якщо він дорівнює нулю, це означає що зв'язку між оцінками, одержаними від різних експертів, не існує. Коефіцієнт конкордації розраховується за формулою Кенделла:

$$W = \frac{12S}{m^2(n^3 - n)}. \qquad (7)$$

Визначений за даними табл.1 коефіцієнт конкордації W = 0,916. Значимість коефіцієнта перевіряють, використовуючи критерій χ^2. Оскільки $\chi^2_{\text{розрахункове}} = 29{,}3 > \chi^2_{0{,}07;\ 7} = 18{,}48$, то коефіцієнт конкордації W статистично значимий для рівня значимості 0,01 (99 %), і експертні висновки узгоджені між собою.

Розроблена модель комплексної оцінки компетентності персоналу (МКОКП) у сфері якості [кандидатів у аудитори (аудиторів)] базується на моделі ділової досконалості Європейського фонду управління якістю (EFQM), що використовує дві основні категорії критеріїв моделі «можливості» та «результати». МКОКП (рис.1) подано з урахуванням основних положень трикомпонентної моделі (якість цілей + якість реалізації + якість результатів).

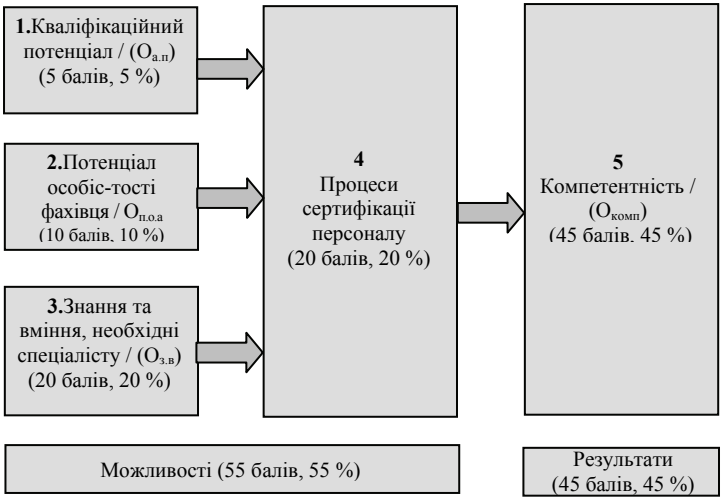


Рис. 1. Концептуальна МКОКП у сфері управління якістю

Модель базується на таких положеннях:

І. *Фахівець* — особа, яка має компетентність для проведення неруйнівного контролю та характеризується певними оцінними ознаками. *Компетентність* — доведена здатність застосовувати знання та вміння. Компетентність — це сумарна оцінка освіти, досвіду, кваліфікаційної підготовленості, результатів стажування, особистісних якостей, знань та вмінь, необхідних спеціалісту. Компетентність оцінюється за допомогою процесу сертифікації персоналу як результат сукупності узагальнених оцінних ознак: аудиторського потенціалу, потенціалу особистості персоналу, знань та вмінь, потрібних спеціалісту.

Запропонована МКОКП застосовна до опису системи сертифікації персоналу і віддзеркалює її основний зміст: надання бажаного сертифіката компетентності (визначення узагальненого показника компетентності) за допомогою процесу сертифікації, згідно зі схемою сертифікації

(підтвердження основних оцінних ознак, що стосуються певних категорій осіб: кваліфікаційного потенціалу, потенціалу особистості фахівця, знань та вмінь, необхідних спеціалісту).

ІІ. Оцінка компетентності здійснюється за двома групами критеріїв: «можливості» — 55 балів та «результати» — 45 балів, кількісні показники яких визначено методом експертних оцінок. До групи критеріїв «можливості» ввійшли:

- ♦ кваліфікаційний потенціал / $О_{а.п}$;
- ♦ потенціал особистості персоналу / $О_{п.о.а}$;
- ♦ знання та вміння, необхідні спеціалісту / $О_{з.в}$,
- ♦а до групи критеріїв «результати» — компетентність / ($О_{комп}$).

ІІІ. Для блоків оцінних ознак 1, 2, 3 МКОКП визначено інстру-ментарій оцінки — застосовні методи оцінки. Оцінка кваліфікаційного потенціалу ($О_{а.п}$) провадиться за допомогою аналізу документів: протоколів освіти, досвіду,спеціальної підготовленості, досвіду проведення робіт з контролю якості (стажування) — та опрацювання одержаних результатів аналізу.

Інструментарій оцінки потенціалу особистості спеціаліста ($О_{п.о.а}$) передбачає використання таких методів:

- спостереження — виконання ролей (ділові ігри, презентації письмових відповідей), виконання робіт з НК у присутності свідків (проведення НК з метою стажування під керівництвом та наглядом спеціаліста другого або третього рівня кваліфікації), діяльність на робочому місці;
- аналіз документів — відгуку-оцінки керівника стажування, характеристики працедавця;
- психометричне тестування.

Оцінювання знань та вмінь, необхідних спеціалісту ($О_{з.в}$), провадиться за допомогою усного чи письмового випробування, тестування. При цьому основною проблемою є забезпечення точності та вірогідності результатів випробування, тестування, їх відповідності рівню вимог до знань та вмінь спеціалістів.Інструментарій оцінки узагальненого показника компетентності ($О_{комп}$) — це комбінація наведених раніше, застосовних до певного випадку, методів. Візуалізацію результатів оцінки компетентності подано на рис. 2.

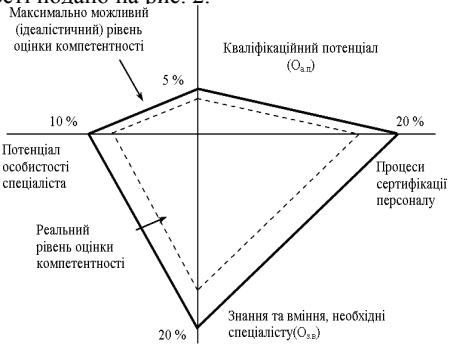


Рис. 2. Візуалізація результатів оцінки компетентності

Важливим у діяльності ОСП є використання моделі для розв'язання низки прикладних завдань — розробки схем сертифікації; забезпечення надійності застосовного методу оцінки; забезпечення зваженості рішення щодо залучення стороннього виконавця до процесу оцінки; розробки спеціальних критеріїв ОСП.

Для розрахунку узагальненого показника компетентності $О_{комп}$ використовують формулу

$О_{комп} = k_{рез} \cdot (О_{а.п} + О_{п.о.а} + О_{з.в})$ [ ], де $k_{рез}$ — коефіцієнт очікуваної реалізації можливостей, розрахований на підставі методу експертних оцінок.

Як уже зазначалося, оцінювання компетентності здійснюється за двома групами критеріїв: «можливості» — 55 балів та «результати» — 45 балів.

Загальний вигляд залежності «можливості — результати» концептуальної моделі комплексної оцінки компетентності для визначення $k_{рез}$ подано на рис. 4.7. Горизонтальна лінія *1* відбиває ідеалістичну позитивну лінію залежності, коли всі особи, що прагнули підтвердити компетентність за допомогою процесу сертифікації, довели відповідність основних оцінних ознак та їх сукупності встановленим критеріям і одержали бажаний сертифікат компетентності. Лінія *2*, що проходить через початок координат, відповідає реалістичній ситуації: результати пропорційні можливостям. Горизонтальна лінія *3* відбиває ідеалістичну негативну лінію залежності, коли жодна з осіб, які прагнули підтвердити компетентність за допомогою процесу сертифікації, не довела відповідності основних оцінних ознак та їх сукупності встановленим критеріям і не одержала бажаного сертифіката компетентності

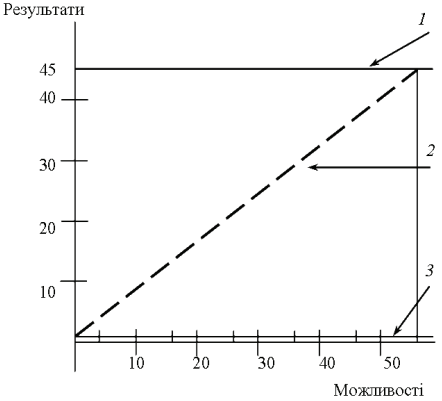


Рис. 3. Зображення залежності «можливості — результати» МКОКП

Коефіцієнт очікуваної реалізації можливостей може бути розрахований за формулою

$$k_{рез} = О_{комп} / (О_{а.п} + О_{п.о.а} + О_{з.в}),$$

з використанням результатів балової оцінки основних оцінних ознак компетентності, одержаних методом експертних оцінок [3]. На підставі експертних оцінок розраховано коефіцієнт очікуваної реалізації можливостей оцінки компетентності персоналу для ОСП Укрметртестстандарту:

$$k_{\text{рез}} = 0{,}45 / 0{,}55 = 9 / 11 = 0{,}818.$$

Фізичний зміст коефіцієнта очікуваної реалізації можливостей полягає в тому, що він характеризує частку (в частках одиниці або %) позитивних результатів підтвердження компетентності, інакше кажучи, відсоток осіб від загальної кількості здобувачів сертифіката компетентності, що довели відповідність основних оцінних ознак та їх сукупності встановленим критеріям і одержали бажаний сертифікат компетентності. Залежність «можливості — результати» концептуальної моделі комплексної оцінки компетентності характеризується аксіомою: *очікувані результати завжди менше чи дорівнюють можливостям — потенційно можливим результатам* або *кількість осіб, що одержали сертифікат, завжди менше чи дорівнює кількості осіб, що прагнули здобути сертифікат компетентності*.

Процеси сертифікації персоналу можна порівняти з лінзою, крізь яку вхідний сигнал — **можливості** — проходить з деяким коефіцієнтом заломлення, перетворюючись на вихідний сигнал — **результати**.

Викладені положення кореспондують із принципом TQM «процесний підхід», згідно з яким процес сертифікації персоналу можна розглядати як комплекс видів діяльності, що перетворюють вхід «можливості» на вихід «результати». За аксіомою, взятою для концептуальної МКОКП, різниці результатів та можливостей є завжди зі знаком мінус або дорівнюють нулю. У чому ж тоді для діяльності ОСП полягає додана цінність, якою повинні характеризуватись будь-які процеси? Для процесів сертифікації персоналу — це впевненість, яку здобувають усі зацікавлені сторони, у тому, що персонал цілком відповідає встановленим вимогам.

Втім упровадження систем управління якості, які відповідають сучасним вимогам світових стандартів, надалі стає неможливим без належного забезпечення екологічності та безпечності виробництв і одночасного створення безпечних і комфортних умов праці для персоналу підприємств. Підприємство не може перебувати поза навколишнім середовищем, а отже, повинне керувати своїм впливом на нього, використовуючи систему екологічного менеджменту, який відповідає вимогам стандарту ISO14001.

Список літератури

1.Білокур І.П. Сертифікація персоналу. – К.: Видавництво Національного авіаційного університету «НАУ-друк», 2009. – 220 с.

2.Мухаровський М.,Хімічева Г.Моделювання комплексної оцінки компетентності персоналу // Стандартизація,сертифікація, якість.- 2005. - №3. – С.21-25.

3.Мухаровський М., Хімічева Г., Глухова О. Моделювання процесів органу сертифікації персоналу // Стандартизація, сертифікація, якість. – 2006. - №6. – С. 53-61.

4.ISO/IEC 17024-2003. Оцінювання відповідності. Загальні вимоги до органів з сертифікації персоналу.

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.,
(Інститут металофізики ім. Г.В. Курдюмова НАН України, м. Київ)
Є. В. Корбут, канд. техн. наук, доц.
(Національний технічний університет України «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 обгрунтовано 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 термодинамічно не 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. Меткалф по 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; В – 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 $\varepsilon_f = (1/10B)(r/x_3)^{1/2}$

Третя дільниця починається при значеннях $x_з > "x_{кр}$. Тут міцність волокна дорівнює міцності продуктів реакції і не залежить від товщини реакційної зони.

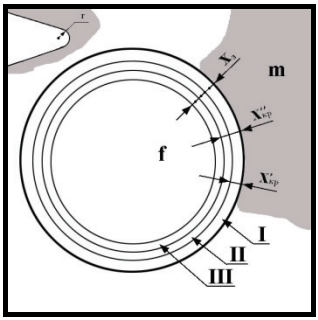


Рис.1 Схема виникнення реакційних зон (I, II, III), їх критичних товщин ($x_{кр}$) та радіусу у верхівки тріщини (r); m - матриця f – зміцнюючи волокно.

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 одностінних нанотрубок, 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.

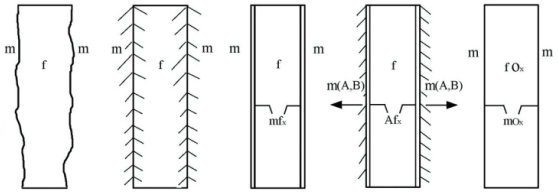
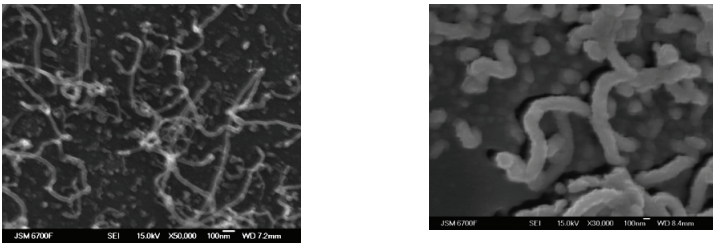


Рис.2. Схема основних типів зв'язку: а) - механічний; б) - змочування та розчинення; в) - реакційний; г) - обмінно-реакційний; д) - оксидний.

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 621.78(043.2)

А.М. Садегіджалал, аспірант
(Національний Авіаційний Університет, Україна, м. Київ)

МОДЕЛІ ЧИСЛОВОГО ДОСЛІДЖЕННЯ ПРУЖНОГО ДЕФОРМУВАННЯ ВУЗЛІВ ТЕРТЯ

Описано способи числового моделювання при дослідженні пружного деформування контактуючих поверхонь трибоспряження. Запропонована методика може використовуватися при числовому розв'язку звичайних диференційних рівнянь високого порядку, що описують деформування, стійкість та закритичну поведінку поверхонь трибоспряжень під дією довільного вектора статичних або квазістатичних навантажень.

Використання методів моделювання при правильному та об'єктивному підході до узагальнення результатів з оцінкою їх достовірності та точності дозволяють значно прискорити впровадження нових технічних рішень і скоротити трудові витрати та витрати дефіцитних матеріалів. Аналіз інформації, присвяченої моделюванню, показав, що створення розрахунково-експериментальних методів визначення триботехнічних характеристик спряжень стало назрілою необхідністю. Первинною проблемою при вивченні тертя є контактування дотичних поверхонь. Оскільки поверхні деталей мають шорсткість і хвилястість, що обумовлені технологічною обробкою, а також тертям і зношуванням, то контакт деталей, що сполучаються, є дискретним і площа торкання становить незначну частину від номінальної площі. Усі реальні деталі мають контакт поверхонь на площі, яка становить усього 5-10% і лише іноді доходить до 25% від номінальної. Подальший розвиток теорії контактної взаємодії поверхонь тертя дозволить управляти процесами фрикційної взаємодії деталей стосовно до конкретних умов їх роботи, передбачити величину зношування, а також підвищити їхню зносостійкість.

Напружений стан у зоні фактичного торкання тіл характеризується деформацією мікронерівностей поверхонь, а також пружними або пластичними деформаціями. Таким чином, поверхневий шар можна розглядати як деформівне, геометрично нелінійне тверде тіло [1]. При цьому геометрією поверхні може бути як окружність, так і деяка інша форма кривої, наприклад, еліпс із незначним співвідношенням осей тощо, яка виникла внаслідок зношування поверхонь тертя або зумовлена технологічними параметрами. При оцінці взаємодії контактуючих твердих тіл мікронерівності реальної поверхні моделюють у вигляді однакового розміру тіл правильної геометричної форми, що розташовані на деякій основі й розподілені за певною залежністю по висоті.

Розрахунок механічних характеристик таких елементів у площині не представляє особливих труднощів. Однак, з'являються типи конструкцій, принцип дії яких заснований, наприклад, на просторовому обертанні кільцеподібного (або еліпсоподібного, з різними параметрами фокусів) кільця в гравітаційному полі. Такі задачі є геометрично нелінійними і вимагають особливого підходу. При математичному описі процесу деформування

звичайно складають рівняння пружної лінії для окремих (двох або трьох) дільниць об'єкта. При складанні і розв’язанні рівнянь робиться ряд припущень, які певною мірою впливають на точність виведених співвідношень. Пряме використання вектора зовнішніх навантажень, яке пропонується різними авторами, без критичного аналізу можливостей і області застосування такого уявлення приводить в ряді випадків до неточних або навіть невірних записів компонентів цього вектора. Аналітичні методи зараз не можна вважати досить алгоритмічними, постановка і розв’язання будь-якої нової задачі вимагає великих ускладнень в математичних обчисленнях, часових витрат. Тому найбільш перспективним в даному напрямі можна вважати застосування чисельних методів на базі сучасних методів обчислювальної математики і чисельного аналізу.

Незважаючи на постійний розвиток експериментальних методів матеріалознавства, зона тертя й особливо зона фактичного контакту залишаються важкодоступними для дослідження безпосередньо в процесі випробування. Звичайно інформація, одержувана під час експерименту, обмежується величиною коефіцієнта тертя, температурою на деякій відстані від поверхні й іноді на самій поверхні. При деяких видах випробувань на тертя можна також вимірювати лінійне зношування по зміні розміру зразка. Усі інші дані - про структурний і фазовий склад, зміну фізико-механічних властивостей матеріалу, ступені деформації, хімічних перетвореннях приповерхніх шарів, явищах переносу й механічного перемішування, як правило, можуть бути отримані тільки після завершення експерименту або в який-небудь проміжний момент після зупинки випробування. У цьому випадку дослідник спостерігає лише наслідки явищ і процесів, що протікали в трибосистемі. Крім того, деякі процеси, які йдуть безпосередньо в момент випробування й для протікання яких необхідна висока температура, більші напруження й деформації можуть взагалі залишитися непоміченими, тому що в момент спостереження відсутні умови для їхнього протікання. І, навпаки, у ряді випадків після закінчення експерименту в трибосопряженні виявляються зміни, які відбулися не в процесі самого випробування, а з'явилися лише наслідком його припинення. Очевидним виходом з описаної ситуації може стати комп'ютерне моделювання процесів тертя й зношування. Результати, отримані в процесі чисельного аналізу, можуть скласти основу прогнозування поведінки матеріалів при контактних взаємодіях і забезпечити надалі вдосконалювання триботехнічних матеріалів.

Специфікація фрикційного контакту така, що при його аналізі доводиться мати справу з великою групою факторів, серед яких дискретність контакту, різноманітність типів деформування нерівностей навіть у межах однієї області контакту, неоднорідність властивостей матеріалів по поверхні й глибині, зміна цих властивостей у процесі тертя. Сучасна механіка твердого тіла намагається врахувати перераховані фактори при постановці та вирішенні контактних задач, але, як правило, окремо.

Поверхні вузлів тертя мають зазвичай відхилення від конструктивних форм різного масштабу, які з технологічних та експлуатаційних міркувань призначаються і вважаються правильними. Ці відхилення формуються як у

процесі виготовлення деталі, так і при її експлуатації(зношуванні), і виявляються у вигляді нерівностей поверхні. Ці нерівності, як правило, характеризуються набором декількох параметрів, висотних та крокових. Висотні розміри нерівностей знаходяться в широких межах від десятих частин нанометра до декількох міліметрів. Діапазон зміни крокових параметрів нерівностей ще ширше і може мати порядок самої деталі [1]. За таким підходом вважається, що особливості будови шорсткого шару обумовлені характером просторових відношень елементарних ділянок поверхні. Оцінити фактичну площу контакту класичними методами механіки деформованого твердого тіла не представляється можливим. Це спонукає розробляти модельні уявлення про контакти шорсткуватих поверхонь: кожна нерівність на дотичних поверхнях замінюється тілом правильної геометричної форми, для якої відомі розв´язки відповідної контактної задачі, і розглядаються індивідуальні контакти пар нерівностей. Потім ці контакти підсумовуються по всій номінальній площі контакту.

Під впливом навантаження стиску контактуючі поверхні під час зближення контактують на все зростаючих кількостях точок: на початку взаємодії по мірі вкорінення мікровиступів спостерігається пружна деформація, далі – пружно-пластична, пластична; для полімерів – переважно пружна. При переміщенні, внаслідок наявності точок контакту, дискретності контакту і утворення нових точок контакту виникають значні деформації стиску, розтягу, згину, кручення, зрізу тощо, значні механічні напруження, висока температура [2].

В даний час існує безліч моделей аналітичного дослідження будь-якого конкретного явища, що відбувається в трибоспряжении. Однак, багатофакторність процесів тертя, зміна в часі характеру роботи трибоспряжения (зміна геометрії, навантажень тощо), неможливість одночасного урахування всіх цих факторів у аналітичних дослідженнях - все це вимагає створення сучасних алгоритмічних числових методів.

Пропонується модель числового дослідження, яка заснована на наступних передумовах [3]. Методами диференціальної геометрії та векторної алгебри необхідно встановити початкову («ненавантажену») геометрію об'єкта, що враховує довільно розташовану в просторі поздовжню вісь елемента. Якщо розглядаються декілька елементів трибоспряжения одночасно, то задача обчислювальним способом перетворюється в псевдоскінченоелементну (1-5 елементів). Сформована при таких підходах система звичайних диференціальних рівнянь, що враховує геометрію елемента (у тому числі і кривизни, що є аналогом згинаючих й крутного моментів) і пружну рівновагу внутрішніх сил має високий порядок (до двадцяти одного). У загальному випадку всі ці рівняння нелінійні. Для їх розв´язання застосовується програмне середовище, що розроблено автором і засноване на спільному застосуванні методу Ньютона-Канторовича, методу Рунге-Кутта, методу продовження по параметру при використанні стандартних підпрограм алгоритмічної мови Фортран-4. Для візуалізації та формування вихідного масиву даних використовуються відомі програми EXEL, WORD, STATISTICA.

При числовому розв´язку багатокрокова задача вирішується таким чином. На першому кроці інтегрування визначається геометрія елемента, яка візуалізується графічно на екрані комп'ютера, одночасно таким чином підтверджується правильність задавання її вихідних параметрів. На наступних кроках, збуджуючи якийсь елемент з масиву невідомих в диференціальних рівнянь, можна отримати будь-яку з характеристик складових цього массиву, яка змінюється внаслідок збудження. Існує можливість переривання розв´язку на будь-якому кроці, і починаючи з наступного кроку, залишаючи в якості вихідного вже напружений стан, можна продовжити розв´язання вже з іншим збудженням. При складному напруженому стані допускається можливість надавати збудження одночасно кількома параметрами, що дає можливість враховувати змінення одночасно декількох факторів, що впливають на напружений стан трибоспряження.. Крім того, наявність у методиці числового розв´язку матриці Якобі («матриці стійкості») дозволяє з'ясувати параметр, що впливає на втрату стійкості (наприклад, бифуркаційна зміна кривизни, критичне значення гідростатичного або квазігідростатичного тиску тощо). Ці явища визначаються обнуленням матриці Якобі. Якщо продовжувати розв´язок за параметром, що викликає втрату стійкості, то, при фізичній наявності, є можлевисть отримати закритичні значення напружено-деформовного стану.

Висновки. Таким чином можна отримати основні характеристики напружено-дефорированного стану розглянутих єлементов. Для перевірки достовірності розроблених алгоритмів були проведені числові і натурні (запатентовані) експерименти, які підтверджують правильність підходів.Застосовуючи запропоновану методику, можна без значної перебудови обчислювальних алгоритмів міняти характер дії навантажень, задавати будь-яку просторову геометрію елемента, одержувати необхідні параметри напружено-деформованого стану трибоспряжень. Простота використання, наочність, швидкість отримання результатів роблять методику зручною для використання при розрахунках вузлів тертя.

Список літератури

1. Мышкин Н.К., Петроковец М.И. Трение. Смазка. Износ. Физические основы и технические приложения трибологии. -М.: ФИЗМАТЛИТ, 2007. - 368с.
2. Бартенев Г.М., Лаврентев В.В. Трение и износ полимеров.-Л.: Химия, 1972. – 240с.
3. Кравцов В.И. Управление деформированием гибкими пространственно искривленными элементами // Проблеми тертя та зношування. Наук.-техн. зб., вип.№50., НАУ-друк, 2008р. С. 113-121

УДК 621.891

О.О. Мікосянчик, к.т.н,З.Є. Новохатська, студентка,
М.О. Хом'якова, студентка,М.В. Ціркун, студентка
(Національний авіаційний університет, Україна, Київ)

АЛГОРИТМ ВИЗНАЧЕННЯ ТОВЩИНИ МАСТИЛЬНОГО ШАРУ МІЖ ПЕРШИМ КОМПРЕСІЙНИМ КІЛЬЦЕМ ТА ГІЛЬЗОЮ ЦИЛІНДРА ДВЗ ЗАЛЕЖНО ВІД РОБОЧОГО ПРОЦЕСУ.

В роботі представлена методика розрахунку товщини мастильного шару між компресійним кільцем та гільзою циліндра ДВЗ з урахуванням кінетики зміни безрозмірних параметрів швидкості, навантаження та параметру матеріалу залежно від робочого циклу в двигуні внутрішнього згоряння.

Створення високонадійних механізмів та машин можливо тільки за рахунок високого ступеня відповідності низки показників стану триботехнічного вузла вимогам, які забезпечують його нормальну експлуатацію. Сучасні тенденції в двигунобудуванні характеризуються подальшим збільшенням потужності двигунів внутрішнього згоряння. Це, у свою чергу, супроводжується збільшенням газових і теплових навантажень як на деталі циліндропоршневої групи, так і на двигун в цілому. При цьому забезпечення необхідної надійності (безвідмовності і довговічності) двигунів багато в чому залежить від того, наскільки ефективні заходи щодо вибору мастильного матеріалу, який проявляє високі змащувальні властивості в широкому діапазоні зміни навантажувальних, температурних та швидкісних чинників [1,2].

Якісна організація змащувального процесу і правильний їх підбір зменшують знос деталей машин і механізмів. Найбільш важливою практичною стороною еластогідродинамічної задачі для лінійного контакту являється визначення центральної товщини змащувального шару всередині контакту, так як підтримання необхідної товщини плівки має вагоме значення для роботоздатності деталей трибомеханічних систем [3].

Створена методика розрахунку товщини мастильного шару в трибоспряженні верхнє компресійне кільце – гільза циліндра двигуна внутрішнього згоряння представляє собою систему алгебраїчних рівнянь, які описують кінетику зміни основних показників контакту залежно від робочого циклу в двигуні внутрішнього згоряння. Запропонована методика розрахунку адаптується до конкретного типу двигуна, на якому перевіряється її адекватність за ефективними показниками або за показниками, що характеризують робочий процес, і можуть бути визначені експериментально.

Вхідними параметрами для розрахунку товщини мастильного шару в контакті ковзання є:

1) параметри конструкції двигуна: діаметр циліндра, хід поршня, довжина шатуна, вага поршневої групи, вага шатунної групи;

2) параметри матеріалів кільце-циліндр: висота кільця, ширина кільця, товщина стінки циліндра, диаметр кільця, приведений модуль пружності для

пари тертя із сталі та чавуну, температуропроводність стінки (чавун), коефіцієнт теплопровідності гільзи циліндра (чавун), коефіцієнт теплопровідності кільця (сталь);

3) умови роботи (режими): частота обертів колінчатого вала, тиск у впускному трубопроводі, нижча теплота згоряння, кількість повітря на 1кг палива, тривалість згоряння, крок розрахунків;

4) властивості змащувальної рідини: кінематична в'язкість при 150^0C, динамічна в'язкість при 40^0C.

Розрахунок товщини мастильного шару в контакті за запропонованою методикою проводиться в наступній послідовності.

1. Алгоритм розрахунку безрозмірного параметру швидкості.

Параметр швидкості залежно від *i*-го кута повороту кривошипа обчислюється за формулою:

$$U_i = \frac{\eta_i \cdot V_i}{E_{пр} \cdot R_{пр}}, \qquad (1)$$

де η_i – динамічна в'язкість мастильного матеріалу в контакті залежно від *i*-го кута повороту кривошипа, [Па·с]; V_i – лінійна швидкість поршня, що відповідає *i*-му куту повороту кривошипа, [м/с]; $E_{пр}$ – приведений модуль пружності матеріалів гільзи циліндра та компресійного кільця, [Па];

Обчислити зміну динамічної в'язкості мастильного матеріалу в контакті залежно від *i*-го кута повороту кривошипа пропонується за наступною формулою:

$$\eta_i = \eta_0 \cdot \exp\left(\frac{\left(P_{\max} + 0{,}05 \cdot P_i\right)/10^6}{\alpha_i} - \left(T_i - 273\right)^{0,5} \right) \qquad (2)$$

де η_0 – динамічна в'язкість мастильного матеріалу при 40˚С, [Па·с]; P_{max} – максимальне контактне навантаження по Герцу в зоні компресійного кільця, [Па]; P_i – тиск газів в циліндрі залежно від *i*-го кута повороту кривошипа, [Па]; T_i – температура стінки циліндра залежно від *i*-го кута повороту кривошипа, [К]; α_i – п'єзокоефіцієнт в'язкості мастильного матеріалу, який залежить від *i*-го кута повороту кривошипа, [МПа].

П'єзокоефіцієнт в'язкості мастильного матеріалу в контакті, який залежить від *i*-го кута повороту кривошипа розраховується за формулою:

$$\alpha_i = 0{,}497 \cdot \left(19{,}7 + \upsilon_{150}\right)^{0,15} \cdot V_i^{0,19} \cdot P_{\max}^{'\,0,51}, \qquad (3)$$

де υ_{150} – кінематична в'язкість мастильного матеріалу при 150˚С, [мм^2/с]; $P'_{\max}$ – максимальне контактне навантаження по Герцу в зоні верхнього компресійного кільця розраховується за формулою:

$$P'_{\max} = P_{\max} \cdot 10^{-6}, \qquad (4)$$

2. Визначення безрозмірного параметру матеріалу.

Безрозмірний параметр матеріалу G_i залежно від *i*-го кута повороту кривошипа визначається за формулою:

$$G_i = \frac{E_{пр} \cdot 10^{-6}}{\alpha_i}, \quad (5)$$

3. Розрахунок безрозмірного параметру навантаження.

Параметр навантаження обчислюється за формулою:

$$W = \left(\frac{P_{max}}{0{,}418} \right)^2 \cdot \frac{R_{пр}}{E_{пр}}, \quad (6)$$

4. Визначення параметру мікрогеометрії.

Параметр мікрогеометрії контактних поверхонь Z обчислюється наступним чином:

$$Z = 1 - \exp^{-0{,}68k}, \quad (7)$$

$$k = 1{,}03 \left(\frac{R_ц}{R_к} \right)^{0{,}64}, \quad (8)$$

де $R_ц$ і $R_к$ - відповідно радіуси гільзи циліндра та верхнього компресійного кільця.

5. Розрахунок товщини мастильного шару між першим компресійним кільцем та гільзою циліндра при робочому процесі двигуна внутрішнього згоряння.

Товщина мастильного шару в контакті залежно від кута повороту кривошипа визначається за наступною формулою:

$$h_i = 3{,}63 \cdot 10^6 \cdot U_i^{0,5} \cdot G_i^{0,5} \cdot W^{-0,073} \cdot Z \cdot R_{пр} \quad (9)$$

де U_i – безрозмірний параметр швидкості; G_i – безрозмірний параметр матеріалу; W – безрозмірний параметр навантаження; Z – параметр мікрогеометрії контактних поверхонь; $R_{пр}$ – приведений радіус кривизни контактних поверхонь; i – кут повороту кривошипа.

Згідно приведеному алгоритму розрахунку товщини мастильного шару, одержані числові характеристики контакту при частоті обертів колінчастого вала 3000 хв.$^{-1}$, тиску у впускному трубопроводі 157000 Па, коефіцієнту надлишку повітря 1,60, куті випередження впорскування 12,0град. будуть мати закономірність, приведену на рис. 1.

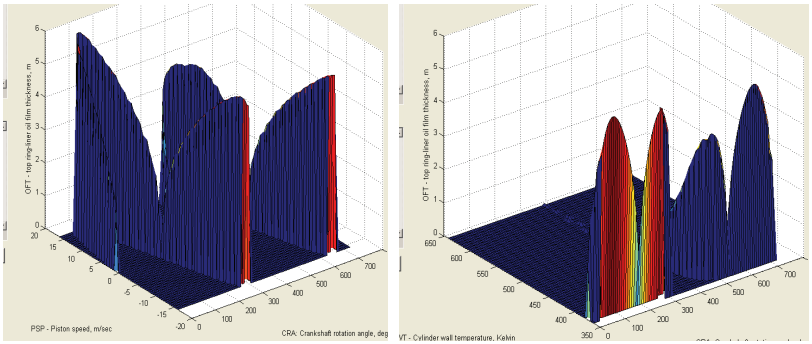


Рис. 1. Зміна товщини мастильного шару в трибоспряженні верхнє компресійне кільце – гільза циліндра залежно від кута повороту кривошипа, лінійної швидкості поршня та температури стінки циліндра.

Таким чином, створена методика розрахунку товщини мастильного шару між першим компресійним кільцем та гільзою циліндра в двигуні внутрішнього згоряння дозволяє спрогнозувати ефективність мащення контактних поверхонь залежно від робочого процесу.

Висновки

1. Враховані основні вхідні параметри для розрахунку товщини мастильного шару в контакті ковзання, які включають параметри конструкції двигуна, параметри матеріалів кільце − циліндр, умови роботи ДВЗ, фізико−хімічні властивості змащувальної рідини.

2. Запропоновано проводити розрахунок товщини мастильного шару між першим компресійним кільцем та гільзою циліндра в ДВЗ з урахуванням кінетики зміни безрозмірних параметрів швидкості, матеріалу та навантаження, параметру мікрогеометрії контактних поверхонь та приведеного радіусу кривизни контактних поверхонь.

Список літератури

1. Григорьев А.Я. Измерение контактной адгезии и атракционного взаимодействия технических поверхностей /Григорьев А.Я., Дубравин А.М., Ковалев А.В. и др.//Трение и износ. – 2003 (24). – №4. – С.405-412.

2. Разработка методов диагностики двигателей и гидромеханических передач автомобилей БелАЗ по параметрам работающего масла /Отчет о НИР /Томск. инж.-строит. ин-т № г.р. 01814013963, ч.2.- Томск. – 1982. – 90с.

3. Дроздов Ю.Н. Трение и износ в экстремальных условиях: Справочник/ Ю.Н. Дроздов, В.Г. Павлов, В.Н. Пучков.– Машиностроение, 1986. – 224с.

УДК 621.891

Р.Г. Мнацаканов, д.т.н, З.Є. Новохатська, студентка,
М.О. Хом'якова, студентка, М.В. Ціркун, студентка
(Національний авіаційний університет, Україна, Київ)

ВПЛИВ КІНЕМАТИЧНОЇ В′ЯЗКОСТІ ОЛИВ НА ЕФЕКТИВНІСТЬ МАЩЕННЯ В УМОВАХ КОЧЕННЯ З ПРОКОВЗУВАННЯМ.

В роботі встановлені закономірності зміни кінематичної в'язкості базових олив в широкому діапазоні температур, що дало можливість експериментально встановити в'язкісно-температурний коефіцієнт, розширити межі застосування емпіричної формули розрахунку кінематичної в'язкості олив, проаналізувати ефективність формування товщини мастильного шару в трибоконтакті.

Існує декілька типів шестеренчастих насосів, агрегати яких комплектуються різними по потужності двигунами залежно від характеру перекачуваної рідини і умов експлуатації [1]:

- тип Г11-11А призначені для нагнітання під тиском мінеральних олив без механічних домішок з кінематичною в'язкістю від 17 до 400 мм^2/с при температурі від +10 до +55^{o}С;
- тип НМШ (насоси масляні шестеренчасті) застосовують для перекачування нафтопродуктів, таких як оливи, нафта мазут, для перекачування дизельного палива, а також інших рідин, що не викликають корозію робочих частин, але в'язкість їх не повинна при цьому перевищувати 2250 сСт;
- тип НШ призначені для нагнітання мінеральних олив з кінематичною в'язкістю від 0,15 мм^2/с до 0,75 мм^2/с і температурою до +80^{o}С у гідравлічних системах техніки: у сільськогосподарських (комбайни, трактори, сівалки), комунальних (навантажувачі), будівельно-дорожніх машинах (грейдери, екскаватори) і ін.

Метою проведених досліджень було встановлення впливу температури мастильного матеріалу на зміну його кінематичної в′язкості, яка враховується при розрахунках пропускної здатності шестеренчастих насосів, та ефективність мащення в контакті в умовах кочення з проковзуванням.

За еластогідродинамічною теорією мащення вплив температури при розрахунку товщини мастильного шару враховується при визначенні в'язкості оливи [2,3].

Проведені дослідження при зміні температури мастильних матеріалів від -10 до 100^{0}С встановили, що в'язкість олив при зростанні температури до 40^{0}С різко зменшується (табл. 1, рис. 1), подальше підвищення температури до 100^{0}С характеризується більш пологою залежністю в'язкості від даного параметра.

Таблиця 1.

Залежність кінематичної в'язкості олив від температури

t, ^{0}C	I-20	I-40	BS-80	PAO-8
-10	206	580	температура застигання	285
0	138	370	5864	201
10	92	236	3218	142
20	62	150	1766	100
30	42	96	969	70,4
40	26,8	61,4	532	49,66
50	18,7	39	292	35
60	13,8	29	186	26,4
70	8,4	21,5	118,7	20
80	7,60	15,85	75,7	15
90	5,63	11,75	48,3	11,4
100	4,17	8,7	30,77	8,6
в'язкістно-температурний коефіцієнт β				
t < 50	0,04	0,045	0,06	0,035
t > 50	0,03	0,03	0,045	0,028

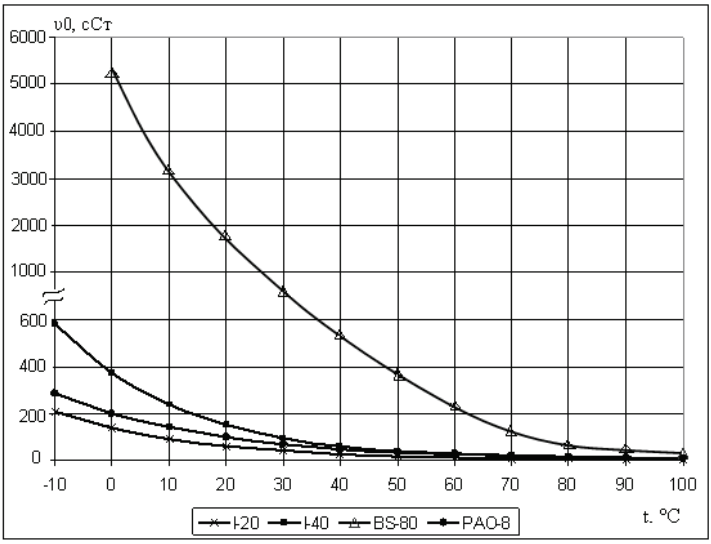


Рис. 1. Вплив температури на кінематичну в'язкість мастильних матеріалів

Аналіз ефективності мащення дослідних олив проводився на триботехнічному комплексі: СМЦ-2 – аналого-цифровий перетворювач – ПК.

Встановлено, що незалежно від фракційного складу мастильного матеріалу, при підвищенні температури до 20^0C товщина мастильного шару збільшується на 80-85%, в порівнянні з аналогічними параметрами при -10^0C, подальше підвищення температури до $60 - 70^0$C забезпечує незначний приріст товщини мастильного шару, в середньому до 10%. При температурі вище $60 - 70^0$C товщина мастильного шару в контакті має тенденцію до зниження (рис. 2). Синтетична олива РАО-8 характеризується самими ефективними змащувальними властивостями при від'ємних температурах, а при температурі більше 60^0C товщина мастильного шару, який утворений даною оливою на 15 − 25% перевищує товщину шару, утвореного мінеральною оливою І-40 з аналогічною в'язкістю при $70 - 100^0$C.

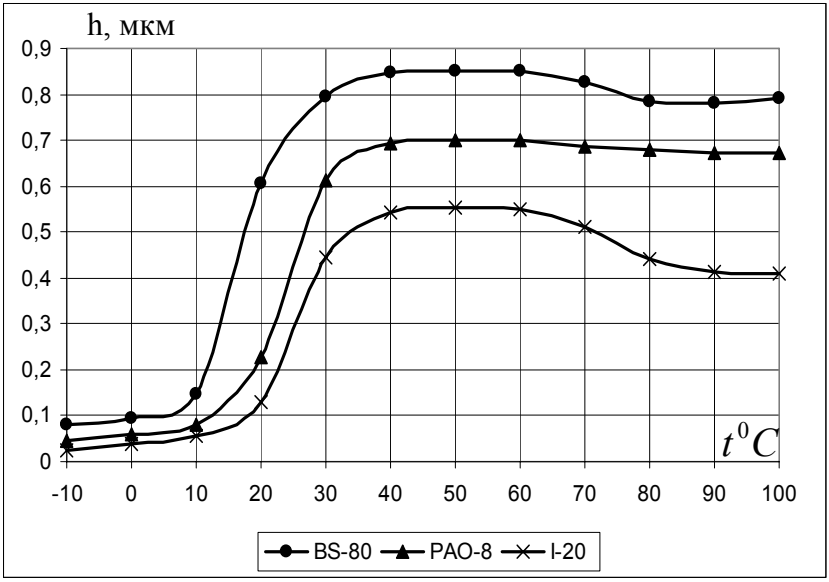


Рис. 2. Залежність товщини змащувального шару h від температури tºC
(σ_{max} = 500 МПа, $V_{\Sigma к}$ = 1,5 м/с)

Слід відмітити, що з підвищенням в'язкості мінеральних олив прискорюється формування мастильного шару при температурі вище 10^0C, а діапазон температур, при яких зафіксована максимальна товщина мастильного шару в контакті, збільшується.

Ми пропонуємо залежність кінематичної в'язкості олив від температури розраховувати за формулою, що запропонована Рейнольдсом [4], в якій розширено температурний інтервал розрахунку в'язкості оливи шляхом експериментального підбору в'язкісно-температурного коефіцієнта β:

$$\upsilon_i = \upsilon_{50} \cdot \exp\left[\beta \cdot \left(t_{50} - t_i\right)\right], \qquad (1)$$

де υ_{50} – кінематична в'язкість при 50^0C; β − в'язкісно-температурний коефіцієнт (табл. 1); t_{50} – температура масла, 50^0C, υ_i −кінематична в'язкість оливи при температурі t_i .

Висновки

1. Експериментально визначено в'язкісно-температурний коефіцієнт олив різного фракційного складу, що дає можливість прогнозувати зміну їх кінематичної в'язкості в широкому діапазоні температур.

2. Встановлено вплив температури на динаміку формування товщини мастильного шару в контакті мінеральними та синтетичними оливами .

Список літератури

1. http://www.evromash.ru/catalog/nasos/nmsh/.

2. Громаковский Д.Г. Влияние объемной вязкости на температуру смазочного слоя/ Громаковский Д.Г., Кудюров Л.В., Маринин В.Б., Шахов В.Г. //Докл. Академии Наук. – 1994. – Т. 337, № 4. – С.470-471.

3. Петрусевич А.И. Основные выводы из контактно-гидродинамической теории смазки / А.И. Петрусевич // Известия АН СССР, ОТН. – 1951. – №2. – С.50–55.

4. Справочник по триботехнике: В 2т. / Под общ. ред. Хебды М., Чичинадзе А.В. – М.: Машиностроение, 1990. – Т.2: Смазочные материалы, техника смазки, опоры скольжения и качения. – 412 с.

УДК 621.01

Г.П. Зубащенко, к.т.н., А.Г. Корченко, д.т.н.,
Н.В.Алейникова,Н.Г. Макаренко, к.т.н.
(Национальный Авиационный университет,Украина, г.Киев)

ЭКСТРЕМАЛЬНЫЕ УГЛОВЫЕ СКОРОСТИ ЗВЕНЬЕВ ПЛОСКОГО ШАРНИРНОГО ЧЕТЫРЕХЗВЕННИКА

Решена задача определения экстремальных угловых скоростей ведомых звеньев (шатуна и коромысла) шарнирного четырехзвенника. Решение основано на теореме: отношение угловых ускорений шатуна и коромысла обратно пропорционально их проекциям на ось коллинеации.

Важное значение в кинематике механизмов имеет проблема определения тех положений механизма, при которых угловые скорости ведомых звеньев имеют экстремальные значения. Именно в этих положениях механизма, технологические машины потребляют наибольшую мощность, а машины-двигатели развивают максимальную мощность. Данная задача не получила до настоящего времени точного решения. Аналитический метод дает только приблизительное численное решение.

Приводим геометрическое решение этой задачи методом дополнительных групп [1]. Рассмотрим шарнирный четырехзвенник O_1ABO_2 (рис.1). Присоединим к нему вначале двухповодковую группу, состоящую из звеньев 4-5, причем $BC = O_1O_2$ и $CO_1 = BO_2$, а затем группу, состоящую из звеньев 6-7. Треугольник πab представляет собой план скоростей исходного механизма в масштабе $\omega_1 = const$ (в масштабе кривошипа, отложенного в натуральную величину). Этот план повернут на 90º в сторону, противоположную направлению вращения кривошипа.

В треугольнике πab векторы $\overline{\pi a} \equiv \overline{O_1A}$, $\overline{ab} \equiv \overline{AD}$ и $\overline{\pi b} \equiv \overline{O_1D}$ являются соответственно повернутыми на 90º векторами скоростей $\overline{V}^*_A$, $\overline{V}^*_{BA}$, и $\overline{V}^*_B \equiv \overline{V}^*_{BO_2}$. Траектория, описываемая точкой D, является повернутым годографом скорости точки *B*

Для определения ускорения точки *B* исходного механизма необходимо найти скорость точки *D* вспомогательного восьмизвенного механизма и умножить её на ω_1.

Скорость точки D (не повернутая на 90º) определяется из системы векторных уравнений

$$\begin{aligned} \overline{V}_D &= \overline{V}_{D_6} = \overline{V}_{D_2} + \overline{V}_{D_6D_2} \\ \overline{V}_D &= \overline{V}_{D_7} = \overline{V}_{D_5} + \overline{V}_{D_7D_5}, \end{aligned} \qquad (1)$$

где $\overline{V}_{D_2}$ – скорость точки D_2, принадлежащей звену 2 (определяется по теореме подобия); $\overline{V}_{D_6D_2}$ – скорость точки D_6, принадлежащей звену 6, относительно точки D_2 ($\overline{V}_{D_6D_2} \parallel AB$); $\overline{V}_{D_5}$ – скорость точки D_5, принадлежащей звену 5 (определяется по теореме подобия); $\overline{V}_{D_7D_5}$ – скорость точки D_7, принадлежащей звену 7, относительно точки D_5 ($\overline{V}_{D_7D_5} \parallel O_1D$).

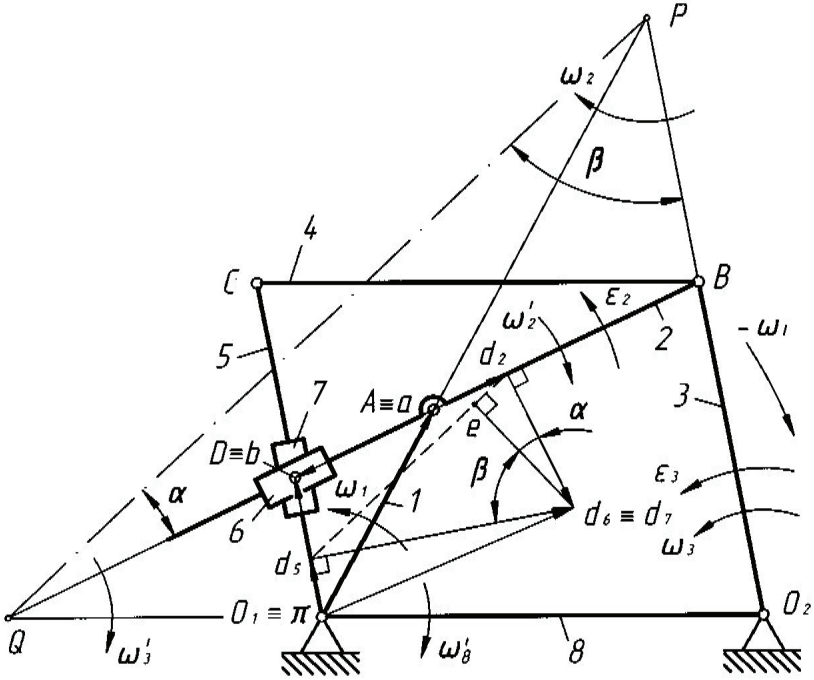


Рис.1. Взаимосвязь между угловыми ускорениями шатуна и коромысла шарнирного четырехзвенника

Построив повернутый план скоростей для вспомогательного механизма, получим вектор $\overline{\pi d}_6 \equiv \overline{\pi d}_7$, который является повернутым вектором скорости $\overline{V}^*_D$. Легко заметить, что фигура $\pi a d_2 d_6 d_5$, будучи повернутым на 90º планом скоростей для вспомогательного механизма является одновременно повернутым на 180º планом ускорений в масштабе ω_1^2 для исходного механизма. Величины ускорений будут равны

$$a_A = \pi a \cdot \omega_1^2; \quad a^n_{BA} = a d_2 \cdot \omega_1^2; \quad a^t_{BA} = d_2 d_6 \cdot \omega_1^2;$$

$$a^n_{BO_2} = \pi d_5 \cdot \omega_1^2; \quad a^t_{BO_2} = d_5 d_6 \cdot \omega_1^2; \quad a_B = a_{BO_2} = \pi d_6 \cdot \omega_1^2.$$

Докажем теорему 1: прямая d_2d_5, соединяющая концы векторов нормальных ускорений $\bar{a}^{n}_{BA}$ и $\bar{a}^{n}_{BO_2}$, параллельна оси коллинеации PQ.

Применив метод обращения движения, придадим исходному четырехзвеннику O_1ABO_2 вращение вокруг оси O_1 с угловой скоростью $-\omega_1$ (равной величине, но противоположной по направлению заданной угловой скорости ω_1 вращения кривошипа). В этом случае кривошип 1 превратится в стойку, шатун 2 и стойка 8 будут совершать вращательное движение с угловыми скоростями, равными соответственно

$$\omega_2^{'} = \omega_2 - \omega_1 , \tag{2}$$

$$\omega_8^{'} = -\omega_1 . \tag{3}$$

Коромысло 3 станет шатуном, плоское движение которого в каждый момент времени может быть представлено в виде поворота вокруг мгновенного центра вращения Q с угловой скоростью

$$\omega_3^{'} = \omega_3 - \omega_1 . \tag{4}$$

Рассмотрим треугольники PBQ и d_5Dd_2. Углы PBQ и d_5Dd_2 у них равны, поскольку во всех положениях восьмизвенного механизма $CO_1 \parallel BO_2$. Для доказательства подобия этих треугольников докажем равенство

$$\frac{PB}{d_5D} = \frac{BQ}{Dd_2} . \tag{5}$$

В данном выражении имеем

$$PB = \frac{V_B}{|\omega_2|} = \frac{\pi b \cdot \omega_1}{|\omega_2|} , \tag{6}$$

$$d_5D = \pi b - \pi d_5 = \frac{V_{BO_2}}{\omega_1} - \frac{V_{BO_2}^2}{BO_2 \cdot \omega_1^2} = \frac{V_{BO_2}}{\omega_1}\left(1 - \frac{\omega_3}{\omega_1}\right) = \pi b\left(1 - \frac{\omega_3}{\omega_1}\right). \tag{7}$$

Величина BQ может быть определена из равенства

$$\left|\omega_3^{'}\right| \cdot BQ = \left|\omega_2^{'}\right| \cdot AB ,$$

где для рассматриваемого положения механизма имеют место равенства

$$\left|\omega_3^{'}\right| = \omega_1 - \omega_3 ; \quad \omega_2^{'} = |\omega_2| + \omega_1 .$$

Тогда

$$BQ = AB \ \frac{\left|\omega_2^{'}\right|}{\left|\omega_3^{'}\right|} = \frac{V_{BA}}{|\omega_2|} \cdot \frac{|\omega_2| + \omega_1}{\omega_1 - \omega_3} = \frac{ab \cdot \omega_1}{|\omega_2|} \cdot \frac{\frac{|\omega_2|}{\omega_1} + 1}{1 - \frac{\omega_3}{\omega_1}} . \tag{8}$$

Потом найдем

$$Dd_2 = ab + ad_2 = \frac{V_{BA}}{\omega_1} + \frac{V_{BA}^2}{AB \cdot \omega_1^2} = \frac{V_{BA}}{\omega_1}\left(\frac{|\omega_2|}{\omega_1} + 1\right) = ab\left(\frac{|\omega_2|}{\omega_1} + 1\right). \tag{9}$$

После подстановки (6…9) в (5) приходим к выводу что равенство (5) справедливо, треугольники PBQ и d_5Dd_2 подобны, следовательно прямая $d_2d_5 \parallel PQ$. Теорема 1 доказана.

Рассмотрим треугольник $d_2d_5d_6$. Из точки d_6 опустим перпендикуляр на сторону d_2d_5 до точки *e* его пересечения с этой стороной. В результате имеем

$$d_2d_6 \cdot \cos\alpha = d_5d_6 \cdot \cos\beta . \qquad (10)$$

Отметим равенство углов со взаимно перпендикулярными сторонами

$$\angle\ d_2d_6e = \angle\ PQB = \alpha ; \quad \angle\ d_5d_6e = \angle\ O_2PQ = \beta .$$

Учитывая что $a^t_{BA} = d_2d_6 \cdot \omega_1^2$ и $a^t_{BO_2} = d_5d_6 \cdot \omega_1^2$, получим

$$a^t_{BA} \cdot \cos\alpha = a^t_{BO_2} \cdot \cos\beta . \qquad (11)$$

Выражение (11) можно записать в виде

$$\varepsilon_2 \cdot AB \cdot \cos\alpha = \varepsilon_3 \cdot BO_2 \cdot \cos\beta ,$$

Откуда

$$\frac{\varepsilon_2}{\varepsilon_3} = \frac{BO_2 \cdot \cos\beta}{AB \cdot \cos\alpha} . \qquad (12)$$

Таким образом, мы пришли к теореме 2, которую можно сформулировать так: отношение угловых ускорений шатуна и коромысла шарнирного четырехзвенника обратно пропорционально их проекциям на ось коллинеации.

Рассмотрим отдельные случаи вытекающие из уравнения (12). Угловое ускорение шатуна $\varepsilon_2 = 0$, если $\beta = 90^o$, т.е. когда ось коллинеации PQ образует с линией BO_2 коромысла угол 90º; угловое ускорение коромысла $\varepsilon_3 = 0$, если $\alpha = 90^o$ т.е. когда ось коллинеации PQ образует с линией AB шатуна угол 90º. В данных положениях механизма угловые скорости шатуна и коромысла имеют экстремальные значения.

Выводы

Определены положения шарнирного четырехзвенника, при которых угловые скорости шатуна и коромысла достигают экстремальных значений. Приведено точное решение данной задачи геометрическим методом. Полученные результаты могут быть использованы при силовом анализе механизмов.

Список литературы

1. *Зубащенко Г.П.* Геометрический метод кинематического исследования плоских механизмов при помощи дополнительных групп / *Г.П Зубащенко, А.Н. Щербань* // Прикладная геометрия и инженерная графика. – К.: КИСИ, 1986.– №42.–С.35-37.

УДК 621.891 (045)

Марчук В.Є., к.т.н., доцент,Ляшенко Б.А. д.т.н., професор
Духота О.І. к.т.н., доцент, Морозов В.І., к.т.н., доцент,
Будьоний І.С., студент.
(Національний авіаційний університет, Україна, м. Київ)

ПРОЦЕСИ ЗНОШУВАННЯ У ТРИБОСИСТЕМАХ З ДИСКРЕТНО-ТЕКСТУРОВАННОЮ ПОВЕРХНЕЮ

Експериментально досліджено властивості магнітного поля дискретних поверхонь. Встановлено, що найбільша напруженість магнітного поля виникає на кромках дискретних ділянок, яка поступово зникає при їх зношуванні. Проведені дослідження впливу постійного магнітного поля на діелектричну проникність і тангенс кута діелектричних втрат масла МК-8.

Незважаючи на значний прогрес науки про тертя та зношування, питання підвищення зносостійкості і зменшення втрат у трибологічних системах залишаються багато в чому невирішеними. Це пояснюється складністю процесів і явищ, які відбуваються в тонких поверхневих шарах трибосполучень, серед яких значний вплив мають електромагнітні явища.

Значний інтерес сьогодні для наукових досліджень представляють поверхні дискретно-орієнтованої структури. Необхідно відмітити, що дослідження магнітних явищ у дискретних поверхнях в літературі майже відсутні.

Дослідження напруженості магнітного поля поверхні з дискретними ділянками дозволило встановити, що на кромках лунок напруженість магнітного поля різко збільшується і в залежності від пари контакту на 10–26% вища, у порівнянні з напруженістю магнітного поля у між лунковому просторі, яка становить 44–65 мТл. Поза межами кромки (у лунці) величина напруженості магнітного поля різко зменшується до 13–17 мТл. В процесі зношування дискретної ділянки, коли кромки лунок поступово згладжуються, величина напруженості магнітного поля на зношених кромках падає до величини напруженості магнітного поля між лункового простору.

Отримані результати підтверджують теоретичне обґрунтування впливу магнітного поля дискретних ділянок на процеси тертя та зношування трибосистеми [1]. Тому можна стверджувати, що продукти зношування (феромагнетики) будуть концентруватися (контактувати) спочатку з великими виступами на поверхні (кромками лунок), які є концентратором найбільших магнітних силових ліній, у порівнянні з шорсткістю поверхні у між лунковому просторі. Кожна частка продуктів зношування у магнітному полі буде направлена до вершини кромки лунки більшою віссю. В залежності від навантаження пари тертя, швидкості ковзання та інших факторів здійснюється зношування вершин кромок лунок і затуплення вершин частинок зношування та їх переорієнтація таким чином, щоб знову створена найбільша вісь направлялася уздовж найбільших магнітних силових ліній. Тобто здійснюється механічне зношування (згладжування) виступів кромок лунок і частинок продуктів зношування на субмікроскопічному рівні. При зношуванні кромок лунок силові лінії магнітного поля зменшуються до величини напруженості

магнітного поля у між лунковому просторі і продукти зношування в подальшому вилучаються у лунки. Ці процеси дозволяють усунути ймовірність появи у зоні тертя критичних навантажень і температур та запобігатиме виникненню недопустимих процесів пошкодження поверхневого шару у між лунковому просторі в місцях фактичного контакту та покращуватиме триботехнічні характеристики пар тертя.

Це підтверджуються даними, отриманими в результаті проведення експериментальних досліджень дискретних поверхонь в умовах граничного мащення. Встановлено високу зносостійкість текстурованих лункових поверхонь як без, так і додатково зміцнених методом іонно-плазмового термоциклічного азотування (ІПТА). Вони перевищують зносостійкість сталей 45 у 3,1–5,3 рази і 30ХГСА - 1,9–3,25 рази, сталі 30ХГСА, поверхневий шар якої зміцнений методом ІПТА у 1,3–2,3 рази [1]. Також покращились умови припрацювання пар тертя з дискретними поверхнями. Встановлено зменшення як тривалості припрацювання, так і величина коефіцієнта тертя зразків з дискретними поверхнями [2, 3].

Значний вклад у покращення триботехнічних властивостей пар тертя забезпечують мастильні матеріали. Мастильні матеріали можна розглядати як розчин кисневих, сірчистих, азотистих та інших з'єднань у вуглеводному середовищі. У певних умовах при підвищенні температури і взаємодії з киснем нестабільні вуглеводні і гетерогенні органічні сполуки окислюються, що призводить до збільшення їх молекулярної ваги, а отже і до зміни діелектричної проникності і тангенса кута діелектричних втрат.

Продукти деструкції мастильних матеріалів (парамагнетики) завжди полярні і мають значний дипольний момент. Ці частинки несуть, як правило, певний електромагнітний заряд. Дослідження, проведені з мастильними матеріалами, показали, що діелектрична проникність мастильних матеріалів залежить від температури і з її підвищенням лінійно зменшується, що повністю узгоджується з теорією діелектриків [4]. При нагріванні масла розширюються, внаслідок чого на одиницю об'єму виявляється менше молекул і діелектрична проникність рідини падає.

Особливого розгляду заслуговує залежність тангенса кута діелектричних втрат мастильних матеріалів. Як видно з рис. 1 залежність $tg\delta$ від температури масла МК–8 має екстремальний характер, який проявляється в діапазоні температур 373–423 К. Завдяки різному впливу складу мастильних матеріалів на процес їх окислення із зростанням температури вище певної межі, спостерігається зниження швидкості окислення і в певному інтервалі швидкість зміни тангенса кута діелектричних втрат має від'ємне значення. Таким чином, із зростанням температури швидкість утворення полярних з'єднань у визначеному інтервалі температур зменшується. При подальшому підвищенні температури відбувається різке збільшення $tg\delta$, тобто середня швидкість окислення масла приймає позитивне значення і збільшення $tg\delta$ нівелюється. Тобто, можна стверджувати, що при підвищенні температури молекули набувають теплову енергію і отримують можливість орієнтуватися в електромагнітному полі, що призводить до появи дипольно-орієнтаційної поляризації.

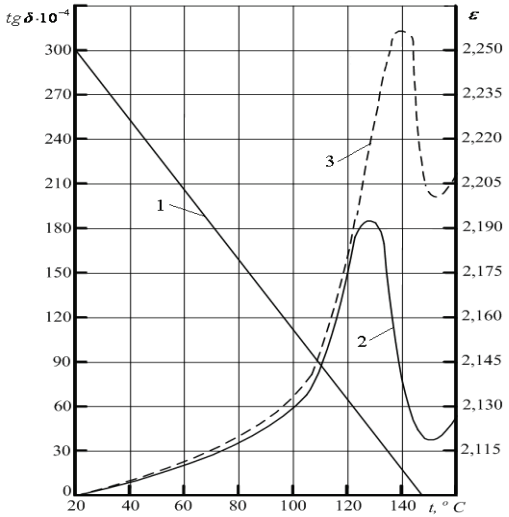


Рис. 1. Залежність діелектричної проникності ε і тангенса кута діелектричних втрат $tg\delta$ мінерального масла МК–8 від температури і магнітного поля: 1- ε ; 2- $tg\delta$; 3- $tg\delta$ після впливу магнітного поля

По мірі звільнення молекул дипольно-орієнтаційна поляризація зростає з температурою. Потім, коли всі молекули набувають можливість орієнтуватися в електромагнітному полі, дипольно-орієнтаційна поляризація проходить через максимум. При подальшому зростанні температури дипольно-орієнтаційна поляризація зменшується через те, що тепловий рух заважає молекулам орієнтуватися в електромагнітному полі.

Таким чином, вплив магнітного поля на мастильні матеріали, при якому відбувається поглинання енергії магнітного поля, створює сприятливі умови для переходу молекул у збуджений стан утворюючи при цьому міжмолекулярні асоціати і комплекси, які сприяють збільшенню швидкості окислення мастильних матеріалів в об’ємі рідкої фази.

З отриманих даних видно, що після впливу магнітного поля діелектричні втрати в кілька разів збільшуються, залишаючись практично незмінними при кімнатній температурі. Різке збільшення тангенса кута діелектричних втрат при зростанні температури мастильних матеріалів можна пояснити, очевидно, формуванням іон-радикальних комплексів і комплексів з переносом заряду, що сприяє збільшенню релаксаційних втрат за рахунок збільшення числа дипольних молекул і слабо зв'язаних іонів.

Висновки

1. Експериментальними дослідженнями встановлено, що найбільша напруженість магнітного поля виникає на кромках лунок дискретної поверхні, яка на 10–26% вища, у порівнянні з величиною напруженості магнітного поля

у між лунковому просторі. В процесі зношування дискретної поверхні, коли кромки лунок поступово згладжуються, напруженість магнітного поля на зношених кромках падає до величини напруженості магнітного поля між лункового простору.

2. Проведені дослідження впливу постійного магнітного поля на діелектричну проникність і тангенс кута діелектричних втрат масла МК-8. Встановлено, що у певних умовах при підвищенні температури і взаємодії з киснем нестабільні вуглеводні і гетерогенні органічні сполуки окислюються, що призводить до збільшення їх молекулярної ваги, а отже і до зміни діелектричної проникності і тангенса кута діелектричних втрат.

Список літератури

1. Марчук В.Є. Зносостійкість текстурованих лункових поверхонь з дискретно-орієнтованою структурою в умовах граничного мащення / В.Є. Марчук, О.І. Духота, В.І. Морозов //Проблеми тертя та зношування : наук.-техн. зб. – К.: НАУ, 2012. – Вип. 57. – С. 128–138.

2. Марчук В.Є. Дослідження зносостійкості електроіскрових покриттів в умовах фретинг-зношування / Марчук В.Є., Духота О.І., Науменко Н.О. // Проблеми тертя та зношування: наук.-техн. зб. – К.: НАУ, 2011. – Вип. 56. - С. 84–93.

3. Фретингостійкість дискретних поверхонь в умовах граничного тертя [Марчук В.Є., Духота О.І., Градиський Ю.О., Єнін О.М.] // Вісник Харківського НТУСГ ім. Петра Василенка. – Харків: Вид-во Харківського НТУСГ ім. Петра Василенка, 2010. – Вип. 100. – С. 147–152.

4. Богородицкий Н.П. Теория диэлектриков / Богородицкий Н.П., Волокобинский Ю. М., Воробьев А. А., Тареев Б. М. – М.: Энергия, 1965. – 341с.

УДК: 681.891 (045)

О.В. Тісов
(Національний авіаційний університет, Україна, м. Київ)

МОДЕЛЮВАННЯ ОКИСНЕННЯ СПЛАВІВ СИСТЕМИ Co-TiC

В роботі показано взаємний вплив умісту хрому і карбіду титану на кількісний склад продуктів окиснення сплавів Co-TiC

Вступ. Висока конкуренція на ринку сучасних авіаційних технологій постійно стимулює процеси вдосконалення існуючих і розробки нових конструкційних матеріалів, способів і методів їх дослідження і визначення експлуатаційних характеристик. Не є виключенням і авіаційне двигунобудування. Покращення тягових та економічних характеристик відбувається різними шляхами, і найбільш ефективним є підвищення температури згоряння палива. Однак, це призводить до зростання температурно-силового навантаження елементів турбіни, і як наслідок – інтенсифікації зношування їх трибо спряжень, зокрема контактних поверхонь бандажних полиць лопаток турбін, що працюють в умовах високотемпературного фретингу.

Для вирішення цього завдання було розроблено ряд композиційних порошкових сплавів на основі легованого кобальту і карбіду титану як зміцнювальної фази [1-3]. Для оцінки їх роботи в умовах високотемпературного тертя необхідно визначити склад оксидів, що будуть утворюватися внаслідок хімічної взаємодії з повітрям. Експериментальні дослідження в цьому напрямку передбачають значні часові і фінансові затрати, тому доцільно буде методами аналітичних досліджень виокремити такий склад композиційного сплаву, що гіпотетично матиме найкращий з точки зору високих триботехнічних властивостей склад оксидів. Саме це завдання і покладено в основу даного дослідження

Матеріали та методи дослідження. Поставлене завдання дослідження можна вирішити методом термодинамічного аналізу взаємодії композиційних сплавів, – легувальних елементів, основи (які формують матрицю композиційних сплавів) і зміцнювальних фаз із робочим середовищем.

Методи термодинамічного аналізу широко використовуються для прогнозування утворення шпінелей [4], а отже є ефективним інструментом для прогнозування утворення інших хімічних сполук.

Одним із варіантів реалізації цього підходу є програма АСТРА з використанням ЕОМ [5; 7]. Вона дозволяє розрахувати термодинамічні характеристики рівноваги системи, яка складається не більше ніж з десяти хімічних елементів, причому у вихідний склад можна включати до двадцяти простих речовин. У програмі передбачено можливість виконувати розрахунки в технічній або СІ – системах одиниць, отримані результати виражати в моль/кг, кгс/см^2, Па, масових або об'ємних частках, виводити результати для всіх компонентів системи, що розглядається або тільки тих, уміст яких перевищує 10^{-9} моль/кг.

Хімічна система Co–Cr–Fe–Al–TiC є складною, і в літературі немає даних щодо її взаємодії з повітрям і з киснем зокрема. Проте дані щодо взаємодії її окремих складових з повітрям, а також взаємодії елементів між собою дають можливість якісно оцінити можливі продукти реакцій. Для аналізу можливих сполук використовувалися діаграми стану металів з киснем, а також діаграми стану подвійних і потрійних сплавів. Хімічний склад сплавів, що піддавались аналізу, наведено в табл 1. В усіх розрахунках склад повітря вважався наступним: азот – 75,5 % мас., кисень – 23,1 % мас., аргон – 1,29 % мас. Температурний діапазон випробувань визначався з урахуванням найнижчих і можливих найвищих температур газу на вході в турбіну авіаційного ГТД, а також виходячи із можливостей вдосконаленої машини тертя МФК–1 витримувати температурний режим. Таким чином, температурний діапазон випробувань і термодинамічного аналізу становить 650 – 1050 ^{o}C. Розрахунки виконувались за тиску 0,1МПа, що відповідає атмосферному, а також 1 і 3 МПа, що відповідає тиску газу в різних ступенях турбін ГТД.

Таблиця 1

Склад композиційних сплавів для моделювання впливу хрому на окиснення

№ п/п	Co	Cr	Fe	Al	TiC
1	55,6	16,6	2,9	2,9	19
2	46	19,2	2,9	2,9	29
3	44	15	2,3	2,3	36
4	40	13	2	2	43
5	35,6	11	1,7	1,7	50
6	49,8	9,6	2,3	2,3	36
7	37	22,4	2,3	2,3	36
8	35	28,8	2,3	2,3	36

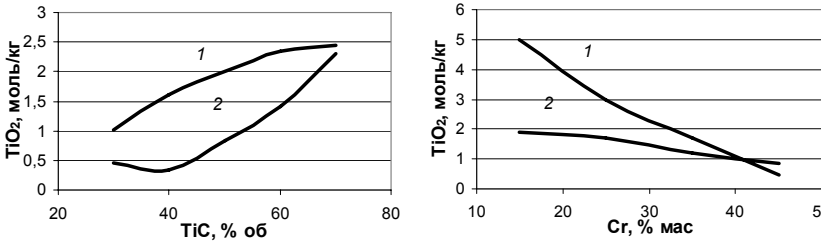
Для вивчення впливу хрому на окиснення композиційних порошкових сплавів випробувано ряд сплавів з однаковим вмістом алюмінію, заліза і карбіду титану. В цих сплавах зростання вмісту хрому відбувалось за рахунок зменшення частки кобальту. Хімічний склад цих сплавів наведено в табл. 1. Уміст елементів у композиційних порошкових сплавах наведено у масових частках, %.

Сплави 1–5 мають однаковий склад матриці (Co = 65–68, Cr = 20–24, Al = 3,6–4, Fe = 3,1–3,5 % мас), але різний уміст карбіду титану (відповідно 30, 40, 50, 60, 70 % об). Сплави 6–8 мають однаковий вміст карбіду титану (50% об), але різний вміст хрому (відповідно 15, 35 і 45% мас). Для аналізу використовували термодинамічні властивості індивідуальних речовин [8; 9].

Обговорення результатів термодинамічного аналізу Термодинамічний аналіз взаємодії порошкового сплаву з повітрям проводили за наступних співвідношень (в масових частках) до повітря: 9:1; 1:1; 1:2. Такий підхід дає можливість простежувати процеси окиснення за нестачі повітря, що має місце в контакті пар тертя в умовах високотемпературного фретингу, а також – взаємодію з повітрям глибинних шарів матеріалу. Розглянемо взаємодію з киснем кобальту, легувальних елементів (Cr, Fe, Al), що входять до складу матриці, і зміцнювальної фази (TiC).

Збільшення об'ємного співвідношення системи сплавів в сторону карбідної фази призводить до збільшення частки оксидів титану в продуктах взаємодії з повітрям. Слід відмітити, що вміст TiO_2 збільшується інтенсивніше, ніж вміст TiC. Причому при зміщенні складу сплаву в сторону карбіду титану вміст діоксиду титану зростає достатньо різко (рис.1, *а* – 1373 К, 0,1 МПа). Це можна пояснити тим, що значна площа поверхні сплаву покрита саме карбідними частинками. Частка оксидів хрому зменшується, знижується захист TiC від окиснення, що і спричиняє переважне утворення оксидів титану. Саме такий характер рівноваги оксидів хрому і титану спостерігається для сплавів з однаковим вмістом TiC і різним вмістом хрому (рис.1, *б* – 1373 К, 0,1 МПа).

Важливим є досягнення такого співвідношення оксидів хрому і титану, щоб утворювався суцільний шар Cr_2O_3 (з теоретичною



а *б*

Рис. 1. Молярний вміст діоксиду титану в продуктах окиснення (1373 К), *а* – залежно від масової частки TiC; *б* – залежно від масової частки Cr: *1* – за надлишку кисню, *2* – за нестачі.

твердістю до 20 ГПа), поверхня якого була б укрита більш м'якими оксидами TiO_2 (твердість 6–9 ГПа), які можуть відігравати роль твердого мастила. Також бажаним було б часткове змішування оксидів хрому і титану, що дещо зменшило б твердість і крихкість оксидного шару і різкий градієнт твердості оксидного шару і матричної фази.

Висновки. На основі проведених аналітичних досліджень визначено залежності кількісного і якісного складу продуктів взаємодії порошкових сплавів системи Co-TiC від співвідношення їх компонентів з повітрям.

Формування захисних шарів можна прогнозувати, а їх утворенням – керувати, підбираючи відповідні легувальні елементи і зміцнювальні фази методом термодинамічного аналізу.

Встановлено загальні закономірності окиснення порошкових композиційних сплавів системи Co–TiC. Показано вплив уміcту хрому в матеріалі на склад і властивості оксидних шарів. Встановлено, що за високого умісту хрому в матриці (понад 25% об) збільшується крихкість оксидного шару, що призводитиме до його інтенсивного зношування.

Список літератури

1. Духота О.І. Композиційні сплави для зміцнення контактних поверхонь бандажних полиць газотурбінних двигунів. / О.І. Духота, М.В. Кіндрачук, О.В. Тісов, Т.С. Черепова // Проблеми трибології. – 2010. – № 4. – С. 101–104.

2. Духота О.І. Дослідження зносостійкості жароміцних композиційних сплавів в умовах високотемпературного фретингу / О.І. Духота, О.В. Тісов //Проблеми тертя та зношування: наук.-техн. зб. – К.: НАУ – 2010. – №53. – С.195-200.

3. Духота О.І. Оцінка зносостійкості жароміцних композиційних сплавів в умовах високотемпературного фретингу / О.І. Духота, Т.С. Черепова, О.В. Тісов, В.І. Вовк //Сучасні проблеми трибології. Тези допов. Міжнар. наук.-техн. конф. –К.: ІВЦ АЛКОН.– 2010. .– С. 146.

4. Жданов Л.А. Застосування рівноважної термодинаміки при врахуванні вірогідності утворення шпінелем /Л. А. Жданов // Технологічні системи. – 2010. – № 2 (51). – С. 83–86.

5. Киндрачук М.В. Термодинамический анализ взаимодействия эвтектических сплавов на основе стали 12Х18Н9Т с воздухом / М.В. Киндрачук, С.П. Гордиенко, М.В. Лучка // Порошковая металлургия. – 1994. – № 7–8. – С. 93–96.

6. Войтович Р.Ф. Окисление карбидов и нитридов / Р.Ф. Войтович. – К.: Наук. думка,–1981. – 191 с.

7. Синярев Г.Б. Применение ЭВМ для термодинамических расчётов металлургических процессов/ Г.Б. Синярев, Н.А. Ватолин, Б.Г. Трусов, Г.К. Моисеев. – М.: Наука, 1982. – 263 с.

8. Термодинамические свойства индивидуальных веществ. Справочное издание: в 4-х т. / Л.В. Гурвич, И.В. Вейц, В.А. Медведев и др. Т.1. Кн. 2.– М.: Наука, 1978. – 328с.

9. Термодинамические свойства индивидуальных веществ: справ. изд.: в 4 т. / Л.В. Гурвич, И.В. Вейц, В.А. Медведев и др. – 3-е изд. перераб. и расширен.– Т.3. Кн. 2. – М.: Наука, 1978. — 328 с.

УДК 621.891 (043.2)

В. І. Дворук, д-р техн. наук, проф,
С. С. Белих, асп., С.Є. Горда, студ.
(Національний Авіаційний Університет, Україна, м. Київ)

АБРАЗИВНА ЗНОСОСТІЙКІСТЬ ГАРЯЧЕДЕФОРМОВАНИХ ЛЕГОВАНИХ СТАЛЕЙ

Встановлено ефект відсутності впливу обробки гарячим деформуванням на абразивну зносостійкість легованих сталей у порівняні зі звичайною термічною обробкою. Проаналізовано причини цього ефекту. Показано доцільність його інтерпретації з позиції реолого-кінетичної концепції абразивної зносостійкості.

Завдання дослідження. Підвищення якості продукції машинобудування при одночасному зниженні металоємності є актуальним завданням вітчизняної промисловості. Шляхи його розв'язання лежать у створенні та реалізації ефективних методів підвищення експлуатаційних властивостей легованих сталей з метою покращення службових характеристик виробів. До числа таких властивостей відноситься абразивна зносостійкість.

Традиційні методи підвищення абразивної зносостійкості, а саме: складне легування, різні види термічної обробки поступово вичерпують свої можливості і стають все більш дорогими. Це змушує шукати нові економні шляхи підвищення зносостійкості, що ґрунтуються на досягненнях сучасної науки.

Такі шляхи реалізуються у різних схемах комбінованої обробки, зокрема, термомеханічної (ТМО) – сукупності операцій пластичної деформації та термічної обробки, що виконуються у різній послідовності. Якщо деформація відбувається за високих температур – вище ~ 0,6 $T_{пл}$ К, то її називають гарячою [1].

Вплив ВТМО на абразивну зносостійкість конструкційних сталей дотепер вивчено недостатньо. Так, в роботі [2], яку присвячено розв'язанню цього завдання, відмічається, що в залежності від хімічного складу, степеню деформації і температури відпуску зносостійкість сталі в умовах тертя по закріпленому абразиву може як підвищуватись так і знижуватись. Однак, повз увагу авторів [2] пройшов той факт, що в обох випадках зміна зносостійкості порівняно зі зносостійкістю після звичайної термічної обробки складала 1,7-13%, тобто знаходилась в межах похибки вимірювання і тому її слід було б визнати статистично незначущою. У зв'язку з цим виникає ряд питань: по-перше, чи ефективна ВТМО як засіб підвищення зносостійкості сталі при абразивному зношуванні; по-друге, як пояснити отриманні результати у випадку підтвердження ефекту незмінності зносостійкості після ВТМО. Для відповіді на них необхідно провести додаткові дослідження, що є метою даної роботи.

Методичне забезпечення дослідження. Об'єктами дослідження були сталі 40Х та 40ХНМА у стані постачання. Хімічні склади сталей наведено в табл.1.

Таблиця 1

Хімічний склад досліджуваних сталей

Марка сталі	Вміст, %							
	C	Mn	Si	P	S	Cr	Ni	Mo
40Х	0,41	0,60	0,21	0,019	0,03	0,91	—	—
40ХНМА	0,40	0,68	0,27	0,03	0,021	0,76	1,50	0,18

Всі сталі піддавали високотемпературній термомеханічній обробці (ВТМО) за такою технологічною схемою: нагрівання до температур, що перевищують верхню критичну точку A_3, прокатування на лабораторному стані 210 зі швидкістю 0,3 м/с та обтискуваннями 15, 30, 45 %, гартування та відпуск за температури 493 К. Принципову схему зміцнення сталей методом ВТМО представлено на рис.1, а режими ВТМО – в табл. 2.

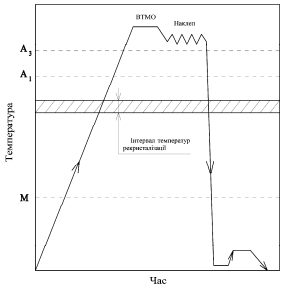


Рис. 1. Принципова схема ВТМО: A_1 – перша критична точка; A_3 – третя критична точка; М – точка мартенситного перетворення.

Таблиця 2

Режими ВТМО досліджуваних сталей

Марка сталі	Температура критичної точки A_3, К	Температура аустенізації, К	Тривалість аустенізації, С	Температура прокатування, К	Гартувальне середовище
40Х	1083	1193	1800	1193	Вода
40ХНМА	1038	1193	1800	1193	Масло

Для вивчення ефекту ВТМО досліджувані сталі піддавали звичайному гартуванню з наступним відпуском за температури 493 К. Режими термічної обробки сталі представлено в табл. 3.

Таблиця 3

Режими термічної обробки досліджуваних сталей

Марка сталі	Температура нагрівання під гартування, К	Тривалість витримування, С	Гартувальне середовище
40Х	1133	600	Вода
40ХНМА	1153	900	Масло

Зразки сталей після всіх варіантів обробки піддавали триботехнічним випробуванням в умовах тертя по закріпленому абразиву відповідно з методикою та режимом, що рекомендовані в роботі [3].

В процесі триботехнічних випробувань досліджувались реологічні властивості сталей – критичний коефіцієнт інтенсивності напружень K_{IC}, розмір пластичної зони у вершині тріщини $h_п$ і реологічний параметр $R = \frac{K_{IC}}{\sqrt{h_п}}$ за методиками роботи [3].

Абразивний знос зразків визначили на електронних терезах "Nagema" з ціною поділки 0,001 г. Результати вимірювань трибологічних та реологічних властивостей сталей піддавали обробці математичними методами.

На рис. 2 у графічній формі проведено зіставлення зносостійкості ε з реологічними властивостями K_{IC}, $h_п$ і R сталей за даними результатів дослідження. Звідки видно, що ВТМО практично не впливає на зносостійкість ε і реологічний параметр R сталей.

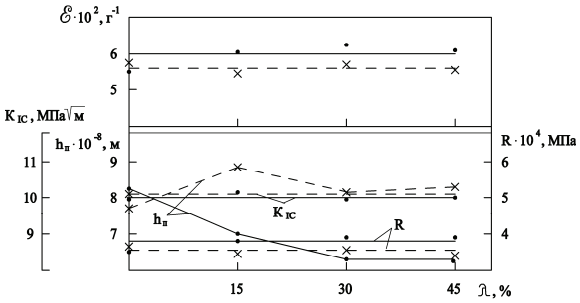


Рис. 2. Зіставлення зносостійкості ε з критичним коефіцієнтом інтенсивності напружень K_{IC}, товщиною пластично-деформованого шару $h_п$ і реологічним параметром R сталей після ВТМО з різним степенем обтискування λ —— 40Х – – – 40ХНМА.

Тому для функції $\varepsilon = f(R)$ експериментальні данні, що відповідають загартованому стану і стану після ВТМО укладаються в одну точку. Отже, при

обробці гарячим деформуванням реологічний параметр R зв'язаний зі зносостійкістю є сталей, що дає підстави для інтерпретації ефекту впливу вказаної обробки на абразивну зносостійкість з позиції реолого-кінетичної концепції [4]. Остання розглядає абразивне зношування як послідовність актів відокремлення частинок зносу метала, що утворюються при перетині бокових горизонтальних тріщин з вертикальними клиноподібними тріщинами. Бокові тріщини зароджуються на межах пластичних зон у вершинах вертикальних тріщин під дією результуючих напружень за навантаження металу. Критерієм зародження бокових тріщин визначено реологічний параметр R. Розповсюдження вказаних тріщин відбувається у горизонтальній площині під дією поля залишкових напружень розтягу після розвантаження металу.

Висновки

В результаті цієї роботи встановлено таке:

1. Гаряче деформування не чинить впливу на трибомеханічні характеристики сталей у порівнянні зі звичайною термічною обробкою. Тому ВТМО виявляється непридатною для підвищення абразивної зносостійкості легованих сталей.
2. Ефект відсутності впливу гарячого деформування на абразивну зносостійкість доцільно інтерпретувати з позиції реолого-кінетичної концепції.
3. Величина реологічного параметру R не залежить від обробки гарячим деформуванням.
4. Незмінність абразивної зносостійкості є після обробки гарячим деформуванням зумовлюється незмінністю опору зародженню і розповсюдженню бокових тріщин, а також товщини частинок зносу.

Список літератури

1. Бернштейн М.Л. Структура деформированных металлов: Учебн. пособ. / М. Бернштейн. – М.: Металлургия, 1976. – 431 с.
2. Жарков В.Я. Абразивная износостойкость конструкционных сталей в зависимости от термомеханической обработки (ВТМО и НТМО) / В.Я. Жарков М.М. Кантор // Износ и антифрикционные свойства материалов (Трение и износ в машинах): Сб. науч. тр. – М.: Наука, 1968. – Вып. 20. – С. 65-71.
3. Дворук В.І. Вплив структурного стану на абразивне руйнування сталі / В.І. Дворук, О.В. Герасимова // Проблеми тертя та зношування: наук. техн. зб. – К.: НАУ, 2007. – Вип. 47. – С. 82-94.
4. Дворук В.І. Реолого-кінетична концепція абразивної зносостійкості та її реалізація в керуванні працездатностю механічних трибосистем: Автореф. дисертації доктора техн. наук / В.І. Дворук. – К.: НАУ, 2007. – 40 с.

УДК681.891

А.П. Данілов, аспірант
(Національний Авіаційний Університет, Україна, м. Київ)

ВЗАЄМОДІЯ ПОВЕРХОНЬ ТЕРТЯ БРОНЗА-СТАЛЬ

Методами електронної мікрозондової Оже-спектроскопії, рентгенівського енергодисперсійного мікроаналізу, растрової електронної та оптичної мікроскопії досліджено спряжені мікроділянки поверхонь тертя бронзи та сталі, які було вилучено з пар тертя за умов або безпосередніх, або близьких до перебігу відомого ефекту «вибірного перенесення» елементів контактної зони тертя.

В насосах та гідроприводах гідравлічних систем, інших агрегатах авіаційної техніки та машинобудування (наприклад, букс-шток амортизаційної стійки, втулка-шток силового циліндра тощо) працює трибологічна пара «бронза–сталь» за умов граничного змащування в середовищі гідрорідини АМГ–10 або її мастильних аналогів. Практична значущість вивчення процесів тертя та зношування цієї пари доповнюється актуальністю й донині.

Метою даної роботи стало дослідження закономірностей механохімічних перетворень мікроструктури спряжених ділянок поверхонь тертя сталі та бронзи в умовах прояву «ефекту вибірного перенесення» [2] на прикладі класичної трибологічної пари «бронза–сталь у гідрорідині АМГ–10».

Властивості трибологічної пари «бронза (зразок) – сталь (контртіло)» досліджували для випадку бронзи Бр.АЖМц10-3-1,5 та сталі ШХ15 за умов однобічно направленого ковзання в середовищі гідравлічної оливи АМГ-10 за кінематичною схемою «площина (торець рухомого бронзового кільця) – площина (торець стаціонарно закріпленого сталевого кільця)» на розробленому лабораторному пристрої торцевого тертя.

На торці бронзового кільця (зразок) виробляли відповідні прорізи, що зменшило його робочу площу поверхні та забезпечило коефіцієнт перекриття поверхонь зразка та контртіла в парі тертя 0,25. Поверхні тертя зразка та контртіла притискували одна до одної з осьовим навантаженням 200 Н, за якого питоме навантаження контактної зони тертя складало 5 МПа. Задавали сталу швидкість обертання бронзового кільця 2200 хв.$^{-1}$, за якої лінійна швидкість ковзання в контактній зоні тертя була 2,9 м/с. Використовуючи спеціальну тензосистему, зв'язану з нерухомо закріпленим сталевим кільцем, вимірювали силу тертя пари «бронза–сталь». Оцінювали інтенсивність зношування пари.

З метою обмеження та стабілізації в діапазоні 50-125 °С температури максимального саморозігрівання пари тертя застосовували систему її регульованого охолодження потоком повітря.

Відомо, що авіаційна гідравлічна олива АМГ-10 застосовується в гідросистемах літаків у якості гідрорідини та сприяє «ефекту вибірного перенесення» в парах бронза-сталь [1]. Зразки оливи АМГ-10 виробляють на основі малов'язкої глибоко деароматизованої нафтової фракції. Після операцій

гідрокрекінгу вуглеводнева база цієї оливи складається з нафтенових та ізопарафінових вуглеводнів. Вона загущується високомолекулярним додатком «Вініпол», також до неї додається антиокиснювальний додаток та спеціальний хімічно інертний органічний фарбник. Для досягнення поставленої в роботі мети важливо, що гідрорідина АМГ-10 є органічним середовищем.

Після тертя елементи пари «бронза–сталь» відмивали від залишків оливи в ізопропиловому спирті з метою дослідження поверхонь тертя. Поверхні вивчали методами оптичної мікроскопії на приладі Неофот-21, растрової електронної мікроскопії (РЕМ) та рентгенівського енергодисперсійного мікроаналізу (РЕДА) на приладі SELMI РЕМ-106 І (Україна), електронної Оже-спектроскопії (ЕОС) на Оже-мікрозонді JEOL JAMP-10S.

Дослідження закономірностей зміни трибологічних характеристик пари бронза-сталь у залежності від інтенсивності зовнішнього охолодження та відповідно різного її саморозігрівання виявили наявність трьох закономірних періодів припрацювання контактної зони тертя (рис.). Перший період, якому відповідав шлях тертя до 2,5 км, характеризувався практично однаковою тенденцією зміни коефіцієнта тертя від шляху в діапазоні значень 0,03-0,06 – початковим його зростанням та наступним зменшенням. Вказані значення коефіцієнту є нормальними для роботи пари тертя типу сталь-сталь у межах дослідженого температурного діапазону [8]. За наступний період (шлях тертя до 12 км) коефіцієнт тертя сягав мінімальної величини 0,015-0,022, властивої вже нормальному тертю пари бронза-сталь. Під час останнього третього періоду коефіцієнт тертя сильно залежав від температури саморозігрівання пари та відповідно залишався або незмінним (рис., крива *1*), або змінювався від вказаного мінімального до характерного для сталевої пари тертя значення (крива *2*). Отримані значення коефіцієнта тертя (рис.) свідчать про відсутність макроскопічного схоплення спряжених поверхонь контактної зони досліджених пар бронза-сталь впродовж пройденого ними шляху тертя.

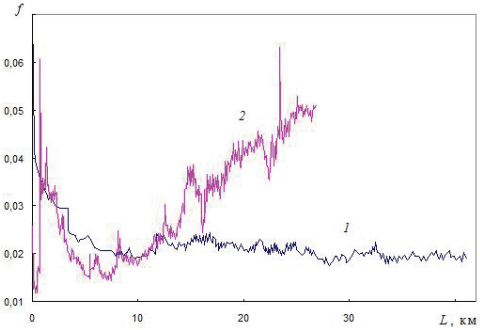


Рис. Закономірності зміни коефіцієнта тертя *f* з шляхом тертя *L* пари бронза-сталь у залежності від інтенсивності зовнішнього охолодження та, відповідно, максимального саморозігрівання пари до температури: *1* – 50 ºС; *2* – 125 ºС

Дослідження різних мікроділянок поверхонь тертя пари бронза-сталь, виконані з використанням Оже-мікрозонду, виявили нові особливості

утворених поверхневих мікроструктур, загалом суттєво відмінні від очікуваних. Несподіваним став висновок про відсутність достатньої концентрації міді на поверхнях тертя сталі в зонах її візуально «мідного» відтінку. В усіх випадках, що відповідали різним значенням температури саморозігрівання пари тертя, концентрація міді в поверхневих шарах мікроструктур тертьової поверхні сталі не перевищувала 4,7 ат. % (максимальне значення отримано для випадку 50 ºС). Водночас, концентрація заліза та кисню у вказаних поверхневих шарах досягала значень 36-44 та 46-54 ат. % відповідно. Це засвідчило, що «мідний» відтінок поверхонь тертя сталі, утворених у досліджуваній парі бронза-сталь, зумовлено кольором поверхневих плівок оксидів заліза субмікронної товщини.

Спряжені до сталевих мікроділянки поверхонь тертя бронзи в усіх випадках були значно менш окисненими. Натомість, виявлено їх насичення вуглецем, концентрація якого залишалась значною в межах поверхневого шару мікронної товщини та в декілька разів вищою за концентрацію кисню. Суттєве насичення тертьового поверхневого шару мідних сплавів вуглецем, не зважаючи на відсутність чисто хімічної взаємодії між ним та міддю, раніше вже виявляли. Ця обставина й обумовлює відновлений хімічний стан міді в поверхневих шарах бронзи, властивий ефекту «вибірного перенесення» в парі бронза-сталь згідно з класичними механізмами цього явища [1-5].

Таблиця

Мікроелементний склад поверхонь тертя пари бронза-сталь

Елементи	Відносна концентрація, ат. %					
	50 ºС		125 ºС			
	Бронза	Сталь	Мікрозона 1		Мікрозона 2	
			Бронза	Сталь	Бронза	Сталь
	На поверхні					
Fe	4,3	29,7	*	16,9	0,8	18,9
Cr	*	-	0,4	0,1	*	*
Ti	1,5	-	0,3	-	0,3	1,1
C	66,8	21,7	71,1	60,4	74,6	41,4
O	13,3	44,9	6,8	20,6	8,5	33,9
Cu	8,6	2,9	18,6	-	11,8	1,0
Al	-	-	-	*	-	1,3
Mn	1,0	-	-	-	-	0,7
Решта	4,5	0,8	2,8	2,0	4,0	1,7
	Після розпорошення поверхневого шару на глибину					
	1370 нм	260 нм			750 нм	
Fe	7,7	67,7	*	81,3	6,2	59,4
Cr	2,7	0,1	0,7	2,1	-	-
Ti	1,3	-	0,3	0,4	-	1,7
C	18,5	3,8	12,4	6,1	4,8	5,8
O	15,9	25,0	1,0	8,3	1,9	31,2
Cu	44,9	0,4	82,0	-	83,4	1,9
Al	-	2,4	1,8	1,1	-	-
Mn	-	-	-	-	1,1	*
Решта	9,0	0,6	1,8	0,7	2,6	-

Неочікуваний також результат дав аналіз складу мікродомішок у поверхневих шарах бронзи. Дані, наведені в табл. 1, свідчать про наявність у всій мікронній товщині досліджуваних поверхневих шарів бронзи поряд з йонами вуглецю також карбідотвірних елементів хрому та титану, притаманних виключно сталі ШХ15. Водночас, у цих поверхневих шарах виявлено значно зменшені концентрації домішок, властивих бронзі БрАЖМц (алюмінію та марганецю). Натомість, концентрація домішки заліза суттєво збільшена. Причини присутності карбідотвірних елементів сталі та підвищеної концентрації заліза в доволі товстих поверхневих шарах бронзи потребують аналізу.

Отже, передбачувані товсті поверхневі плівки міді на поверхнях тертя сталі, наявність яких означала б їх теоретично «беззношувальний» стан, за умов реалізації ефекту «вибірного перенесення» в контактній зоні даної пари бронза-сталь не утворюються. Натомість, має місце взаємне перенесення елементів спряжених поверхонь контактної зони з однієї на іншу без утворення на кожній з них плівок іншого металу. Швидше за все, слід стверджувати про утворення в контактній зоні тертя доволі товстої (мікронної та субмікронної товщини) та високо концентраційної поверхневої плівки вуглецю, що розчинює інші елементи, або, щонайменше, плівки сильно навуглецьованих поверхневих структур.

Висновки

За результатами досліджень виявлено нові особливості трибологічної пари бронза-сталь, класичної для теорії ефекту «вибірного перенесення» елементів у контактній зоні тертя. Ретельний спектральний аналіз складу мікродомішок та аналіз мікроструктури поверхонь тертя сталі та бронзи виявили ефект перенесення фрагментів карбідної структури з поверхні сталі на поверхню бронзи та його ключову роль у механізмах утворення поверхневого шару бронзи, відомого в умовах ефекту «вибірного перенесення» як «сервовитна плівка».

Список літератури

1.Кіндрачук М.В., Лабунець В.Ф., Пашечко М.І., Корбут Є.В. Трибологія. – К.: НАУ-друк, 2009. – 392 с.

2.Гаркунов Д.Н., Крагельский И.В. Открытие СССР № 41: Эффект избирательного переноса при трении (эффект безызносности).

3.Гришин Н.Н., Викторова Ю.С., Фукс И.Г., Караулов А.К., Василенко И.В. Смазочные материалы, реализующие эффект «безызносности» // Химия и технология топлив и масел. – 1989. – № 4. – С. 40-43.

4.Гаркунов Д.Н. Триботехника. – Москва: Машиностроение, 1985. – 424 с.

5.Гаркунов Д.Н. Триботехника (износ и безызносность): 4 изд. – Москва: МСХА, 2001. – 606 с.

УДК 621.891 (043.2)

А.Л. Шевченко
(*Национальный авиационный университет, Украина, г. Киев*)

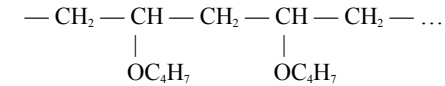
СРАВНИТЕЛЬНАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА ТРИБОТЕХНИЧЕСКИХ ИСПЫТАНИЙ ГАЗОТЕРМИЧЕСКИХ ПОКРЫТИЙ В СРЕДЕ ГИДРОЖИДКОСТЕЙ АНАЛОГОВ

Показано, что смазывающие способности рабочей жидкости «АМГ-10» для гидравлических систем самолётов имеют незначительные отличия по сравнению с рабочей жидкостью «HYDRAUNYCOIL FH 51». Сделано вывод, что рабочая жидкость «HYDRAUNYCOIL FH 51» может использоваться как аналог рабочей жидкости «АМГ-10» в гидросистемах самолётов.

Актуальным вопросом до нынешнего времени является проблема повышения смазывающих свойств рабочих жидкостей гидравлических систем авиационной техники (АТ). В виду того, что в последнее время в гидросистемах самолётов отечественного производства вместо основной рабочей жидкости «АМГ-10» применяется рабочая жидкость «HYDRAUNYCOIL FH 51», возникла необходимость получить сравнительную характеристику смазывающих способностей данных рабочих жидкостей.

Для начала рассмотрим авиационное масло гидравлическое («АМГ-10») – жидкость нефтяного происхождения, получаемая путём выделения узкой керосиновой фракции (основа 92,8 % по весу) с пределами кипения 473-593 К. Эта фракция подвергается кислотной и земельной очистке, загущается вязкостной присадкой «винипол ВБ-2» (полимер винил-*n*-бутилового эфира, $C_6H_{12}O$) до вязкости 1×10^{-5} м^2/с при 323 К (7,14 %) при 323 К с добавлением 0,5 % антиокислительной присадки «альфа-нафтол» (ГОСТ 5838-51) и затем подкрашивается специальным отличительным органическим красителем «судан-4» ($C_{22}H_{16}N_2O$, 0,002 %) [1-2].

Вязкостную присадку «винипол» (ТУ 0258-037-05788576-2000) выпускают двух марок – «ВБ-2» и «ВБ-3», отличающихся по содержанию эфирных групп (—OC_4H_9). Молекулярная масса присадки «ВБ-2» и «ВБ-3» составляет 9000-12000 а.е.м., плотность $\rho = 932$ кг/м^3. Молекула загустителя «винипола» имеет следующее строение:



Жидкость «АМГ-10» пригодна для применения в диапазоне температур от 213 К до 398 К с кратковременными перегревами до 423 К. При более высоких температурах она вступает в реакцию с кислородом и разлагается с выделением смолистых осадков, нарушающих функционирование гидравлической системы.

К числу положительных качеств этой жидкости относятся отсутствие агрессивно-коррозионного действия на металлические детали гидравлических агрегатов и хорошие противоизносные свойства.

Молекулы высокомолекулярных продуктов полимеризации непредельных углеводородов и некоторых кислородосодержащих соединений гидравлической жидкости «АМГ-10» имеют сложную цепную структуру, и в ходе экспериментов, подтвердился тот факт [2-3], что в процессе трения происходит их деструкция с образованем радикалов, гидроксильных и полярных групп. Такие осколки взаимодействуют активными частями с аналогичными молекулами, а также с переносимыми атомами металлов. Тоесть, в процессе трения происходит механическая деструкция длинных молекул, полярно-активные молекулы жидкости «АМГ-10», сталкиваясь с поверхностью металла, попадают в её электрическое силовое поле и присоединяются к активным её центрам, формируя адсорбированный слой ориентированных молекул. Электрическое поле поверхностей стремится ориентировать полярные молекулы в направлении поля, увеличивает поляризацию молекул с дипольным моментом и индуцирует такой момент у неполярных молекул, которые также адсорбируются на поверхности. В последствии, происходит накопление в жидкости АМГ-10 продуктов её окисления и снижение кинематической вязкости при 323 К с 1×10^{-5} $м^2/с$ до 7×10^{-6} $м^2/с$.

Теперь рассмотрим особенности гидравлической жидкости «HYDRAUNYCOIL FH 51». Это минеральная гидравлическая жидкость, которая по физико-химическим, техническим и эксплуатационным характеристикам является аналогом жидкости «АМГ-10» по спецификации ГОСТ 6794-75.

«HYDRAUNYCOIL FH 51» вырабатывается на основе глубокодеараматизированной низкозастывающей фракции, получаемой из продуктов гидрокрекинга парафинистых нефтей и состоящей из нафтеновых и изопарафиновых углеводородов. Содержит загущающую, антиокислительную и противоизносную присадки, органический краситель, алкинированный фенол (< 0,5 %), а так же поверхностно-активное вещество – триарилфосфат (< 1 %).

Жидкость «HYDRAUNYCOIL FH 51» производится фирмой «NYCO S.A.» (Франция) по спецификации AIR 3520/B, одобрена на соответствие спецификациями MIL-H-5606F Департамента воздушных сил США, DEF STAN 91-48/1 Управления по гарантии качества Министерства обороны Великобритании и соответствует нормам технических требований ГОСТ 6794 на рабочую жидкость «АМГ-10».

Применяется в герметических или открытых гидросистемах (в режиме температур 219 К до 408 К / 219 К до 363 К).

Рабочая жидкость «HYDRAUNYCOIL FH 51» используется в гидравлических системах и стойках шасси военной АТ (реактивные истребители, транспортные самолёты, вертолёты), ракет, а также для демпферов, реактивных гидравлических систем, редукторов и в стойках шасси многих самолётов ГА (Airbus, ATR, Bombardier, Fokker, Embraer, и др.), а

также для морской и военной техники (танки, артиллерия) [4]. Включена в документацию самолётов типа «Ил» и «Ту». Росавиакосмос-ГСГА МТ России принял решение о внесении в эксплутационно-техническую документацию дополнения о возможности применения «HYDRAUNYCOIL FH 51», и её смесей с «АМГ-10» на всей АТ российского производства [5].

Жидкость «FH 51» смешивается с жидкостью «АМГ-10» в любых соотношениях.

Температурный интервал использования рабочей жидкости «HYDRAUNYCOIL FH 51» и её смесей с жидкостью «АМГ-10» от 213 К до 398 К в контакте с воздухом или азотом (ГОСТ 9293) с непродолжительными перегревами до 423 К в контакте только с азотом при давлении в гидросистеме до 28 МПа.

С помощью методов инфракрасной спектроскопии был проведён сравнительный анализ инфракрасных спектров используемой в данной работе гидравлической жидкости «АМГ-10» и «HYDRAUNYCOIL FH 51», который свидетельствует о том, что жидкости аналогичны по химической природе (минеральная углеводородная основа), но имеется отличие по загущающей полимерной присадке и противоизносной присадке. Однако это не приводит к существенному различию гидрожидкостей по физико-химическим характеристикам.

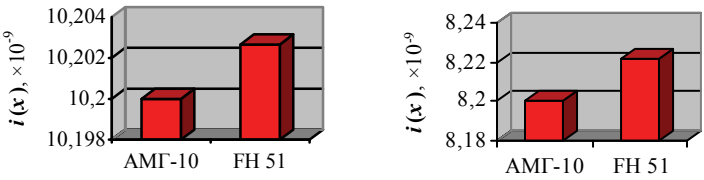
Триботехнические испытания проводили на усовершенствованной машине трения «2070 СМТ-1» по схеме трения «диск-колодка». Во время испытаний с помощью цифрового мультиметра «PICOTEST M3500A» и стационарного персонального компьютера производства компании «ASUSTeK Computer Inc» с программным обеспечением регистрации сигнала «PT TOOL CP210x» и его обработки в «Microsoft Office Excel» регистрировался путь трения и момент трения.

Образцы контактирующей пары изготавливались в виде сектора из высокопрочного (α+β)-титанового сплава ВТ-22 ($\sigma_в$ =1130 МПа), а контробразцы – в форме колец размером $D \times d \times l = \varnothing 0{,}05 \times \varnothing 0{,}016 \times 0{,}012$ м из алюминиевожелезомарганцевой бронзы БрАЖМц10-3-1,5 ($\sigma_в$ = 590 МПа) и ВТ-22.

На титановые образцы плазменным методом наносились покрытия систем «TiC–Co», «TiC–Ni–Cr», «TiC–Ni–Mo» и детонационным – покрытия систем «TiC–Ni–Cr», «WC–Ni–Cr», «WC–Ni–P». Данные покрытия были испытаны в условиях трения скольжения в гидравлической жидкости «АМГ-10» и «HYDRAUNYCOIL FH 51» по бронзе БрАЖМц10-3-1,5 и применяемом в настоящее время гальваническом хромировании на титановом сплаве ВТ-22 при скорости скольжения v = 0,2 м/с и удельной нагрузке $p_{уд}$ = 2 МПа. Каждый опыт состоял из этапа приработки (на котором образуются трибологические структуры) и зачётного испытания – 10000 м.

При проведении исследований фиксировался весовой износ на аналитических весах типа «АДВ-200» с точностью до 0,0001 г. Поверхности трения исследовали с помощью микроскопов «ОРИМ-1», «МИМ-9» и 3D оптического профилометра «Contour GT Bruker».

Результаты триботехнических испытаний приведены на рисунке.



а *б*

Рис. Интенсивность изнашивания $i_{(x)}$ покрытия системы «TiC–Ni–Cr» нанесённого плазменным методом на сплав ВТ-22 в гидрожидкости АМГ-10 и FH 51 по: *а*) БрАЖМц10-3-1,5; *б*) гальваническому хромированию на сплаве ВТ-22

При рассмотрении результатов сравнительных испытаний установлено, что износ плазменного покрытия системы «TiC–Ni–Cr» нанесённого на сплав ВТ-22 в среде гидравлической жидкости «АМГ-10» по сравнению с жидкостью «HYDRAUNYCOIL FH 51» меньший, но существенно не отличается.

Выводы

1. Результаты проведённых триботехнических исследований показывают, что смазывающие свойства гидравлической жидкости «АМГ-10» и «HYDRAUNYCOIL FH 51» имеют незначительные отличия.

2. По результатам проведённых аналитических исследований и экспериментальных исследований смазывающей способности гидравлической жидкости «HYDRAUNYCOIL FH 51», можно утверждать, что данная жидкость может использоваться в гидравлических системах самолётов и вертолётов отечественного производства как зарубежный аналог рабочей жидкости «АМГ-10».

Список литературы

1. *Некипелов Ю. Г.* Авиационные топлива, смазочные материалы и специальные жидкости : учебное пособие / Юрий Георгиевич Некипелов – К. : КИИГА, 1986. – 88 с.

2. *Химмотология* в гражданской авиации : справочник / [В. А. Пискунов, В. Н. Зрелов, В. Т. Василенко и др.]. – М. : Транспорт, 1983, – 248 с.

3. *Каплан С. З.* Вязкостные присадки и загущенные масла / С. З. Каплан, И. Ф. Радзевенчук. – Л. : Химия, 1982. – 136 с.

4. *Civil* Aviation Catalogue [Электронный ресурс] – Режим доступа к материалам: http://www.nyco.fr/content.asp?IDR=114273&IDR2=114286

5. *Применение* рабочей жидкости HYDRAUNYCOIL FH 51 [Электронный ресурс] – Режим доступа к материалам: http://www.tupolevservis.ru/product/technical_support/fh_hudrounicoil.shtml

УДК 622.6-592.112

М.В. Киндрачук, д-р техн. наук., проф.,
(Национальный авиационный университет, Украина, г. Киев)
Н.М. Стебелецкая, ассистент
(*Бережанский агротехнический институт, Украина, г. Тернополь)*

ЭФФЕКТИВНОСТЬ И ЭНЕРГОЕМКОСТЬ ФРИКЦИОННЫХ УЗЛОВ БАРАБАННО-КОЛОДОЧНЫХ ТОРМОЗОВ ТРАНСПОРТНЫХ СРЕДСТВ

Проиллюстрированы конструкция, работа различных типов пар трения барабанно-колодочных тормозов и их эксплуатационные особенности. Проведён сравнительный анализ энергоёмкости и эффективности фрикционных узлов тормозов.

Цель работы – оценка энергоемкости и эффективности новых и усовершенствованных фрикционных узлов барабанно-колодочных тормозов транспортных средств.

Оценка энергоемкости и эффективности фрикционных узлов барабанно-колодочных тормозов. Для количественной оценки процессов теплообразования и теплоотвода предложено понятие удельной энергоемкости металлических элементов трения тормозных устройств по величине теплового показателя E_T. Он определяется по количеству внешней энергии A_{TP} (работы трения), потраченной на изменение температурного градиента обода металлического элемента трения в широком диапазоне температур:

$$E_T = \frac{A_{TP}}{\Delta t}, \qquad (1)$$

где $A_{TP}=fpAv$; f – динамический коэффициент трения: p – удельные нагрузки в паре трения; A – фактическая площадь контакта поверхностей трения; υ – скорость скольжения в паре трения.

Оценка эффективности фрикционных узлов тормозных устройств осуществляется по таким параметрам:

коэффициентом стабильности

$$\alpha_{cm} = \frac{M_{cp}}{M_{\max}} = \frac{f_{cp}}{f_{\max}}; \qquad (2)$$

коэффициентом колебания тормозного момента

$$\gamma = \frac{M_{\min}}{M_{\max}} = \frac{f_{\min}}{f_{\max}}, \qquad (3)$$

где $M_{\min}$, M_{cp}, $M_{\max}$ – тормозные моменты: минимальный, средний, максимальный; $f_{\min}$, f_{cp}, $f_{\max}$ – динамические коэффициенты трения: минимальный, средний, максимальный;

эффективности торможения возведенной эффективности торможения

$$\beta_{эф} = \frac{\alpha_{cm}}{\tau_{T_i}^2}; \quad (4)$$

$$H_{эф.T} = \frac{n \cdot \alpha_{cm}}{\Delta g_i \cdot \tau_{T_i}}; \quad (5)$$

где τ_{Ti} – время *i*-го торможения; *n* – количество циклических торможений; Δg_i – массовое изнашивание рабочей поверхности накладки после *i*-го торможения.

Оценочные параметры зависимостей (4) и (5) предложены А.В. Чичинадзе.

Выполнены теоретические и экспериментальные исследования теплонагруженности барабанно-колодочных тормозов транспортных средств позволили наметить пути повышения эффективности их пар трения. Такими решениями являются: выравнивание удельных нагрузок в парах трения и снижения их теплонагруженности; использование двух пар трения при отказе от тормозных колодок в барабанном тормозе.

Особенности конструкции и работа барабанно-колодочного тормоза с охлаждением типа «тепловая труба». Остановимся на конструктивных особенностях предложенных технических решений. Особенности конструкции первого (без алюминиевых пластин) и второго вариантов охлаждающих устройств, смонтированных в задних тормозных колодках транспортного средства ЗИЛ-130. Второй конструктивный вариант охлаждающего устройства приведено на рис. *а*, *б*, *в* [1].

Барабанно-колодочный тормоз с устройствами для выравнивания теплонагруженности его пар трения работает следующим образом.

При взаимодействии рабочих поверхностей тормозного барабана 1 и накладок 4 с теплоотводящими вставками 6 вследствие разных по величине коэффициентов их теплопроводности большая часть теплоты передается от обода барабана 1 к горячей зоне 17 тепловой трубы, в которой хладоагент превращается в пар. После чего он конденсируется в холодной зоне 18 и снова возвращается в горячую зону 17 тепловой трубы. Циклы циркуляции хладоагента повторяются, способствуя тем самым работе тепловых труб в режиме снижения поверхностных температур пар трения барабанно-колодочного тормоза.

Выравнивание теплонагруженности пар трения тормоза достигается за счет последовательного соединения горячих зон 17 тепловых труб первого 10 и второго 11 ряда посредством поперечных теплопроводных пластин 8, установленных в накладках 4. Первый ряд 10 тепловых труб нагревается в 1,225 раза выше, чем их второй ряд 11, что и обеспечивает быстрый отвод теплоты от пар трения тормоза. В дальнейшем переданная теплота от второго ряда 11 тепловых труб с помощью увеличенной зоны конденсации (оребренного гибкого трубопровода 14) интенсивно рассеивается в

окружающую среду. Третий ряд 13 тепловых труб также осуществляет сброс теплоты в оребренный гибкий трубопровод 14. Таким образом, за счет неравномерного охлаждения пар трения тормоза и достигается выравнивание их теплонагруженности.

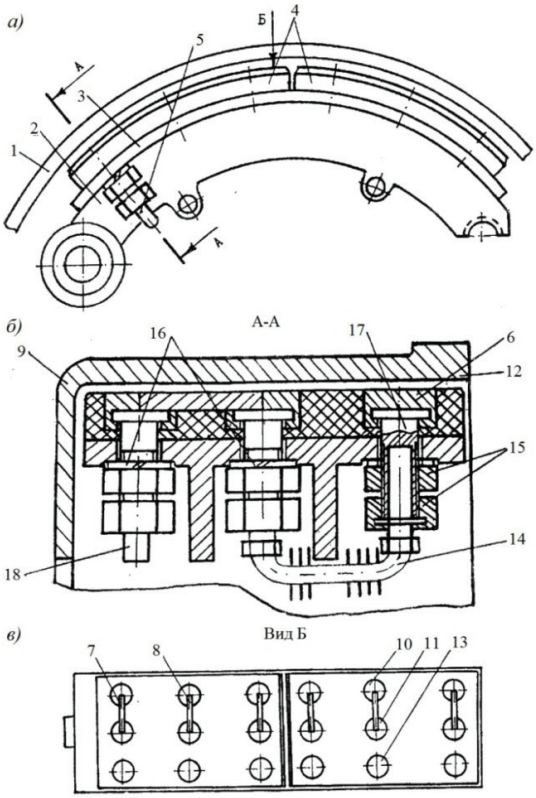


Рис. *а*, *б*, *в* Барабанно-колодочный тормоз с охлаждением типа «тепловая труба»: *а* – фрагмент барабанно-колодочного тормоза; *б* – поперечный разрез А-А фрикционного узла с охлаждением; *в* – вид сверху на тормозную колодку; 1, 9 12 – тормозной барабан с фланцем и со свободным краем обода; 2, 3, 4 – тормозная колодка с основанием и с накладками; 5, 17, 18 – пустотелые винты с горячей и холодной зоной; 6, 7 и 10, 11, 13 – теплоотводящие вставки с поперечным вырезом и их ряды; 8 – теплопроводные пластины; 14 – гибкий оребренный трубопровод; 15, 16 – крепежные гайки и шайбы

При работе тормоза совместно с фрикционными накладками 4 изнашиваются теплоотводящие вставки 6 и поперечные теплопроводные

пластины 8. При этом головки винтов 5 устанавливаются на величину допустимого износа фрикционных накладок 4, поэтому они не подвержены износу. В дальнейшем замененные теплоотводящие вставки 6 и пластины 8 совместно с пустотелыми винтами 5 применяются для крепления новых фрикционных накладок 4.

Упрощение конструкции устройств для охлаждения и выравнивания поверхностных температур пар трения тормоза позволит использовать многократно пустотелые винты. При применении предлагаемых устройств достигается повышение эффективности и надежности тормоза.

Технические характеристики охлаждающего устройства приведены в работе [2].Сравнительный анализ параметров различных видов барабанно-колодочных тормозов. В табл. приведен сравнительный анализ эксплуатационных параметров барабанно-колодочных тормозов с эффективными и энергоемкими новыми и усовершенствованными фрикционными узлами.

Таблица 1.

Сравнительный анализ эксплуатационных параметров барабанно-колодочных тормозов с эффективными и энергоемкими усовершенствованными и новыми фрикционными узлами

№	Наименование параметров	Символ обозначения	Единица измерения	Числовые значения параметров		
				I*	II*	III*
1	2	3	4	5	6	7
1	Площадь поверхностей барабана: полируемая матовая	$A_б$ $A_п$ $A_м$	м^2	0,1846	0,1846	0,1846
2	Площади поверхностей контакта: фрикционного материала алюминиевых пластин медных вставок	$A_ф$ $A_а$ $A_в$	м^2	0,062 - 0,005	0,062 0,0036 0,005	0,124 - -
3	Площади поверхностей тепловых труб с ребрами	$A_т$	м^2			
4	Коэффициент взаимного перекрытия пар трения: внутренних внешних	$\kappa_{ВЗ} = \frac{A_ш A_н}{A_0}$		0,586 -	0,586 -	0,9 0,9

Окончание таблицы 1

1	2	3	4	5	6	7
5	Удельные нагрузки в парах трений внутренних: $p=\frac{N}{A}$ максимальные минимальные внешних: максимальные минимальные	 p_{max1} p_{min1} p_{max2} p_{min2}	 МПа	 0,5 0,3 - -	 0,5 0,3 - -	 0,4 0,2 0,4 0,2
6	Динамический коэффициент трение в парах трений внутренних: $f=\frac{F_m}{N}$ минимальный максимальный внешних: минимальный максимальный	 f_{min1} f_{max1} f_{min2} f_{max2}	 - - - -	 0,3 0,4 - -	 0,3 0,4 - -	 0,35 0,35 0,35 0,35
7	Тормозной момент пар трения: M_T максимальный внутренних: минимальный внешних: максимальный минимальный	 $M_{T\max 1}$ $M_{T\min 1}$ $M_{T\max 2}$ $M_{T\min 2}$	кН·м			124,05 62,028 206,75 103,38
8	Длительность торможения	τ_T	с	3,1	3,1	4,5
9	Количество циклических торможений	n	-	20	20	20
10	Весовой износ рабочих поверхностей накладок: Δg внутренних внешних	 Δg_1 Δg_2	г	 30,5 -	 31, 5 -	 42,7 41,2

*Примечание: I, II - первый и второй варианты охладительных устройств, смонтированных в задних тормозных колодках; III - двухступенчатый барабанный камерный тормоз.

Выводы. Сравнительный анализ характеристик усовершенствованных (в качестве базовых взяты конструктивные параметры заднего транспортного средства ЗИЛ-130) и новый (в качестве базовых взяты конструктивные параметры заднего тормоза транспортного средства КрАЗ-250) фрикционных узлов показал следующее, что величины:

- коэффициентов стабильности и колебания тормозного момента для первого и второго конструктивных вариантов внутренних фрикционных узлов при одинаковом коэффициенте взаимного перекрытия (k_{B3} = 0,586) является одинаковыми из-за того, что материалы их фрикционных накладок не превышают допустимую температуру;
- общей энергоемкости внутренних пар трения второго конструктивного варианта является больше, чем для первого варианта при одинаковой работе трения, которую выполняют фрикционные узлы при разнице поверхностных температур в 20 ºС на их парах трения;
- эффективности торможения внутренними парами трения для первого и второго конструктивных вариантов является одинаковой через почти одинаковый принудительное охлаждение их фрикционных узлов;
- возведенной эффективности торможения внутренними парами трения для первого конструктивного варианта является больше на 0,006, чем для второго варианта из-за незначительной разницы в изнашивании их рабочих поверхностей накладок;
- пяти характеристик для третьего конструктивного варианта является значительно меньшими, за исключением коэффициентов стабильности и колебания тормозного момента, в связи с тем, что их оценка проводилась для одинаковых внешних и внутренних пар трения новых фрикционных узлов тормоза.

Список литературы

1. Пат. 2224927 С2 России, МПК[7] F16D 65/82. Устройство для выравнивания теплонагруженности барабанно-колодочного тормоза / А.И. Вольченко, Д.А. Вольченко, Н.А. Вольченко, и др.; заявители и патентообладатели: Ивано-Франковск. национал. техн. ун-т нефти и газа; ассоциация «Автобус».- Заявл. 10.02.2000; Опубл. 27.02.2004, Бюл. №6. – 4с.
2. Теплонагруженность фрикционных узлов барабанно-колодочных тормозов транспортных средств / [А.И. Вольченко, В.В. Дячук, В.В. Волощук и др.] / Днепропетровск: Научный вестник НГУ, №1, 2004. – С.61-63.

УДК 621.891

В.Ф. Лабунець, к.т.н., проф., В.В. Жигинас, аспірант,
В.В. Загребельний, аспірант, О.П. Линник, студент
(Національний авіаційний університет, Україна, м. Київ)

ЗНОСОСТІЙКІ ЕЛЕКТРОІСКРОВІ ПОКРИТТЯ НА ТИТАНОВОМУ СПЛАВІ

Наведені результати експериментальних досліджень впливу електроіскрового легування на зносостійкість титанового сплаву.

Стан проблеми. Розвиток техніки неможливий без запезпечення надійності, довговічності, продуктивності і економічності машин, механізмів, агрегатів та складових вузлів. Особливої актуальності ці вимоги набувають при проектуванні, виготовлені й експлуатації сучасної техніки, надійність і довговічність якої визначається здебільшого від працездатності вузлів тертя. Для підвищення зносостійкості деталей трибовузлів на сьогодні використовують різні методи поверхневого зміцнення.

Сучасні технологічні методи поверхневого зміцнення мають необмежені можливості для створення захисних структур триботехнічного призначення, що забезпечують надійну роботу вузлів тертя у найрізноманітніших умовах контактної взаємодії, а саме: великих навантажень, високих швидкостей і температур, впливу вібрації, кавітації, радіації, корозійних і абразивних середовищ. Використання захисних покриттів дозволяє не тільки підвищити надійність і довговічність сучасної техніки, а й зменшити витрати конструкційних матеріалів і як результат заощадити величезні матеріальні, енергетичні і трудові ресурси.

Проблема створення робочих поверхонь деталей машин з заданими фізико-хімічними властивостями дуже важка, так як вимоги до параметрів цих поверхонь все більш зростають. Крім того, немає універсального способу обробки поверхні, які б задовільнили комплекс даних вимог, а трибологічні властивості покриттів повністю не вивченні. Особливо це стосується електроіскрового легування титанових сплавів, які широко використовуються у сучасних технічних пристроях.

Огляд публікацій та аналіз невирішених проблем. Титанові сплави є надто перспективними конструктивними матеріалами. Унікальні властивості титанових сплавів відкривають значні можливості для виготовлення обладнання і виробів у самих різноманітних галузях промисловості [1-4 та ін.].

Значний інтерес до використання титанових сплавів у різних галузях техніки зумовлений, насамперед, такими їх властивостями, як висока міцність, жароміцність і жаростійкість, корозійна стійкість, мала питома вага, достатня пластичність, зокрема за наднизьких температур [2,4,5]. За питомою міцністю деякі титанові сплави майже в 2 рази перевищують питому міцність високоміцних сталей і в 1,8 – 2,5 рази питому міцність алюмінієвих сплавів, що дає змогу значно знизити масу деталі для одночасного збереження необхідного рівня її міцності.

У вітчизняній практиці поширенню використання титанових сплавів сприяє наявність потужної сировинної і технологічної бази для виробництва і перероблення титану у напівфабрикати, а також розвиток відповідних наукових досліджень у галузі металургії, матеріалознавства і технології зміцнення та створення захисних покриттів [1].

Якщо за рівнем питомої міцності та корозійної стійкості титанові сплави задовольняють вимоги конструкційного матеріалу для сучасної техніки і можуть не тільки конкурувати, а мають значну перевагу над багатьма іншими конструкційними сплавами, то використання їх у вузлах тертя без певної зміцнювальної поверхневої обробки або захисних покриттів у більшості випадків не можливе [7].

Про низькі триботехнічні характеристики і схильність до схоплення та напилення під час тертя сплавів на основі титану, незалежно від системи їх легування, фазового і структурного стану, рівня міцності і твердості зазначається у роботі [3].

Ефективним методом поверхневого зміцнення титанових сплавів є електроіскрове легування (ЕІЛ) [8-10 та ін.]. Вибір методу ЕІЛ обумовлений низкою суттєвих переваг зокрема такими, як мінімальна потреба в енергії; нанесення будь-яких струмопровідних матеріалів; середовище, що не потребує вакууму і охолодження; ретельні підготовки та очищення поверхні, яка зміцнюється.

Ця технологія належить до категорії "холодних" (температура деталі не перевищує 60-80 °С) і екологічно чиста. Завдяки високотемпературному окисненню продуктів електроерозії у міжелектродному проміжку, їх взаємодії і конвекційному перемішуванню розплаву ЕІЛ є структурно – і формоутворювальною технологією. При цьому наявність конвекційних потоків, градієнта температур у розплаві і селективності змочування легувальних компонентів матеріалом основи дозволяє формувати градієнтні структури зі змінним за товщиною фазовим складом [10].

Мета дослідження. Робота присвячена дослідженню впливу електроіскрового легування титанового сплаву ВТ6 на його зносостійкість.

Методика дослідження. Електроіскрове легування робочих поверхонь титанового сплаву проводили на серійному промисловому обладнанні "Єлитрон-22". Продуктивність установки – 50 $см^2$/хв, частота коливань вібратора – 100 Гц. Висота мікронерівностей профілю покриття від 16 до 80 мкм. Енергія розряду варіюється в діапазоні від долей до 8-10 Дж, а середній струм від 0,2 – 0 ,5 до 50 – 80 А. Ці діапазони забезпечують проведення як чистових, так і грубих процесів ЕІЛ. В якості електрода використовували тверді сплави ВК6 і ТНК.

Дискретні структури наносили на зразки розміром 30×30 мм і товщиною 4 мм. Перед нанесенням дискретних структур зразки шліфували до шорсткості Ra = 0,63 ± 0,32 мкм. Шорсткість поверхонь визначали на профілографі моделі 201.

Випробування на абразивне зношування проводили згідно ДСТ 23.208-79 в умовах нежорстко закріпленого абразиву в середовищі кварцевого піску (SiO_2).

Результати досліджень і їх обговорення. Метод ЕІЛ дозволив отримати на титановому сплаві шорстку поверхню у вигляді перекриваючих одна одну чарунок ї їх виступів. Електронна фотографія покриття подана на рис.1.

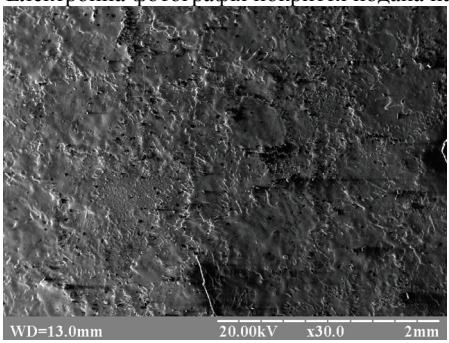


Рис. 1. Електронна фотографія покриття ВК6

Основні закономірності і явища, що визначають процеси ЕІЛ, залежать від матеріалу легуючого електрода і режимів оброблення. Зміцнення поверхневого шару деталі відбувалось не тільки за рахунок осадження матеріалу анода, але й у результаті взаємодії цього матеріалу з основою й утворенням твердих розчинів, хімічних сполук, оксидів і нітридів. Ефект зміцнення при ЕІЛ збільшувався ще і тому, що відбувався імпульсний вплив температур і тисків, що приводили до здрібнювання структури й утворення нових фаз. Аналогічне явище зміцнення поверхневого шару спостерігалось в роботі [11] при ЕІЛ сплавів на основі заліза. Раніше нами [12] було установлено, що дискретні електроіскрові покриття особливо ефективні для деталей, що працюють у важких умовах експлуатації. Проміжки між дискретними ділянками поверхонь використовуються для утримання абразивних частинок. Аналіз проведених досліджень показав, що мінімальний знос спостерігається у вольфрам-кобальтового покриття з дискретністю 64,2 %. (Табл)

Таблиця 1.

Знос покриттів при різній дискретності

Дискретність покриттів %	10	20	30	40	50	60	70	80	90
Знос, г ВК6	0,021	0,014	0,068	0,004	0,002	0,001	0,003	0,0052	0,0054
Знос, г ТНК	0,024	0,017	0,013	0,007	0,004	0,0035	0,004	0,0052	0,0058

Висновки

Проведені дослідження показали перспективність і доцільність застосування електроіскрового легування для підвищення зносостійкості титанового сплаву в умовах абразивного зношування. Перевагу мають вольфрам-кобальтові покриття.

Список літератури

1. Патон Б.Є. Основні напрямки досліджень з титанової проблематики в Україні / Б.Є. Патон, А.П. Шпак, О.М. Івасишин // Фізико-хімічна механіка матеріалів.– 2006.–Т.42.–№3. – с.5 – 10

2. Колачев Б.А. Механические свойства титана и его сплавов / Б.А. Колачев, В.А. Ливанов, А.А. Буханова. – М.: Металлургия, 1974.– 544 с.

3. Титановые сплавы в машиностроении / Б.Б. Чечулин, С.С. Ушков, И.Н. Разгуляева, В.Н. Гольдфейн: – Л.: Машиностроение, 1977.–246 с.

4. Титан / В.А. Гармата, А.Н. Петрунько, Н.В. Галицкий и др.–М.: Металлургия, 1983.–559.

5. Применение титана в народном хозяйстве / С.Б. Глазунов, С.Ф. Важин, Г.Д. Зюков-Батцерев, Я.Л. Ратнер.– К.: Техника, 1975.–200 с.

6. Солонина О.П. Жаропрочные титановые сплавы / О.П. Солонина, С.Г. Глазунов.–М.: Металлургия, 1974.–448 с.

7. Духота О.І. Проблемні питання використання титанових сплавів у вузлах тертя авіаційної техніки / О.І. Духота, М.В. Кіндрачук, В.Ф. Лабунець // Проблеми тертя та зношування: наук.-техн. зб.–К.: НАУ, 2008.–Вип.49. – с. 14–26.

8. Электроискровое легирование титанового сплава ВТ6 безвольфрамовыми твердыми сплавами / И.А. Подчерняева, В.А. Лавренко, В.И. Березанская, В.П. Смирнов // Порошковая металлургия, 1996.–№11/12. – с. 15-19.

9. Электроискровое легирование металлических поверхностей / Г.В. Самсонов, А.Д. Верхотуров, Г.А. Бовкун, В.С. Сычев.–К.: Наукова думка, 1975.–219 с.

10. Износостойкие слоистые электроискровые покрытия на основе ZrBz / И.А. Подчерняева, О.Н. Григорьева, В.А. Суботин и др. // Порошковая металлургия.–2004.–№7/8.– с. 77-81.

11. Верхотуров А.Д. Технология электроискрового легирования / А.Д. Верхотуров, И.М. Муха.–К.: Техніка, 1980.–187 с.

12. Підвищення надійності шасі літальних апаратів за рахунок застосування дискретних структур на поверхнях зношених деталей / А.П. Кудрін, В.Є. Марчук, В.Ф. Лабунець, В.В. Жигинас // Проблеми тертя та зношування: наук.-техн. зб.–К.: НАУ, 2006.–Вип.46. – с. 149–159.

УДК: 67.02

В.А. Мохорт, к.т.н., доц., НАУ, Україна

РОЗРОБКА ІНСТРУМЕНТУ ДЛЯ ЗВАРЮВАННЯ ТЕРТЯМ

У роботі представлено результати розробки конструкції інструменту для зварювання тертям та підібрано оптимальний матеріал для нього.

Найпомітніше на формування структури з'єднання у процесі зварювання тертям з перемішуванням (ЗТП) впливає конструкція інструменту і його окремих елементів від чого залежить якість з'єднання. На рис.1 приведена схема найбільш часто вживаного, простого і достатньо ефективного інструменту, який забезпечує достатню якість з'єднання.

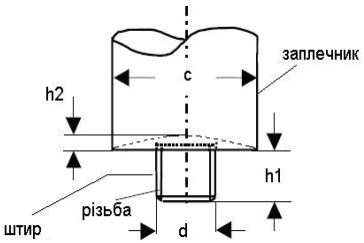


Рис. 1. Схема інструменту для ЗТП та нанесення покриття тертям з перемішуванням (НПТП) [1]

Існує велике число запропонованих авторами типів інструменту для ЗТП [1-3]. Попередні експерименти, проведені при дослідженнях, а також дані із літературних джерел, дозволяють зробити висновок, про те, що, як правило, ускладнення інструменту не приносить значних результатів і найбільш простий інструмент як на рис. 1, є найбільш ефективним.

Визначальним фактором у конструкції виявилось співвідношення розміру штиря інструменту до об'єму сфери, виконаній в заплічнику.

Було встановлено, що при значному перевищенні об'єму сфери над об'ємом матеріалу (2-3 рази), що витісняється штирем, спостерігається незмішування перетікаючого потоку матеріалу з рештою маси матеріалу (рис.2).

Таким чином, розрахувавши об'єм куполоподібної сфери заплічника та об'єм штиря встановлено, що об'єм матеріалу, який витісняється, менший, ніж об'єм, який поміщається в куполоподібну сферу. Це призводить до того, що в зоні НПТП створюється недостатній тиск, внаслідок цього з'являються дефекти у наплавленому шарі (рис. 2).

Змінивши співвідношення об'ємів куполоподібної сфери заплічника та штиря, у бік їх зближення якість отриманого з'єднання покращилась (рис. 3). Це проявляється у тому що, шов з'єднання має щільну, бездефектну структуру (рис. 4).

Рис. 2. Макроструктура міді М1 утворена після проведення НПТП при використанні інструменту з неправильною геометрією (не змішування), ×50

Рис. 3. Зліпок з штиря інструменту для візуального визначення різниці об'єму куполоподібної сфери заплічника і штиря інструменту

Вибір матеріалу для виготовлення інструменту

При проведені процесу зварювання і нанесенні покриттів методом тертя з перемішуванням досягається значний нагрів. При цьому інструмент повинен не втрачати своєї форми, витримувати тривалі теплові навантаження, протистояти окисленню, зберігати міцностні властивості при робочих температурах.

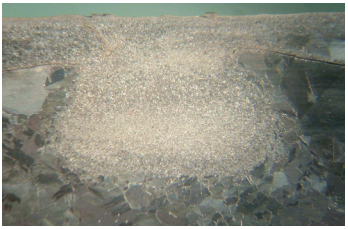


Рис. 4. Макроструктура міді М1 утворена після проведення НПТП з використанням інструменту правильної геометрії, х50

Дослідженнями встановлено, що структурні зміни і пластична деформація металів і сплавів визначається, в першу чергу, температурою початку об'ємної дифузії в металі або температурою рекристалізації. Отже, температура рекристалізації є одним з основних параметрів при виборі робочого інструменту. Як правило, при ЗТП, процес пластифікування найефективніше здійснюється при температурі, вищій за температуру рекристалізації матеріалу, який зварюють, приблизно на 100-150°С. Для міді температура початку об'ємної дифузії визначається як $2/3T_{пл}$, що складає близько 630°С. Експериментально було встановлено, що оптимальна температура пластифікування для міді складає 800-850°С. Придатні для технологічного процесу властивості мають наступні групи сплавів:

- сплави на основі вольфраму;
- композиційні матеріали з вмістом алмазу;
- полікристалічні нітриди бору типу ПКНБ;
- жароміцні сплави на основі Ni-Cr-Co.

Враховуючи вказані аргументи були обрані сплави на основі вольфраму (табл. 1).

Таблиця 1

Хімічний склад сплавів вольфраму, використовуваних для виготовлення інструменту [4]

Марка сплаву	Вміст елементів і оксидів, ат.%									
	W	Re	Mo	Ni	Fe	SiO_2	K_2O	Al_2O	ThO_2	Інші
ВА	Основа	-				0,05	0,01	0,03		
ВМ	Основа					≤0,05	0,01		0,17-0,25	
ВТ-10	Основа								1,1-1,5	
ВЛ	Основа									0,9-1,1 La_2O_3
ВР-5	Основа	5,0								
ВАМ-5	Основа		5,0			≤0,05	0,01	≤0,003		0,6-1,0 BaO
ВАБ	Основа			5,0						
ТС5	Основа			7,0	3,0					

Інструменти, що виготовлені з цих сплавів, відрізняються високою жаростійкістю, проте значна крихкість їх при експлуатації обмежує їх застосування для зварювання деяких матеріалів.

Як видно з рис. 5, інструмент цілком придатний для здійснення ЗТП, з вищезгаданих причин він може застосовуватися при невеликих або середніх навантаженнях, що може бути ефективним при ЗТП, наприклад, міді М1 та латуні Л60 (рис.6).

Рис. 5. Загальний вигляд інструменту з матеріалу ВАБ

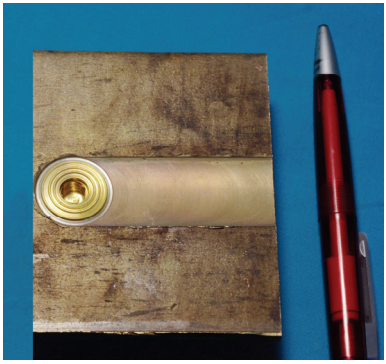


Рис. 6.Лицьова поверхня з'єднання пластин латуні Л60 при ЗТП

Висновки

1. Встановлено, що максимально ефективна геометрія обертового інструменту для отримання якісного з'єднання визначається товщиною зварюваного чи наплавленого матеріалу, при цьому на штирі повинна бути різьба, а об'єм штиря має дорівнювати об'єму куполоподібної сфери заплічника.

2. Визначено, що при зварюванні міді та її сплавів обертовий інструмент працює при температурі до 1000ºС та повинен мати високу жаростійкість і жароміцність за таких температур. Показано, що найбільш ефективними для реалізації таких вимог є сплави на основі вольфраму.

3. Показано, що при ЗТП та НПТП при застосуванні обраного інструменту одержано щільні однорідні дрібнозернисті бездефектні з'єднання та покриття латуні Л60 та міді М1, що забезпечує підвищену мікротвердість в зоні з'єднання.

Список літератури

1. Midling O.T. Material flow behaviour and microstructural integrity of friction stirr butt welduents // Proc. of 4th Inter. conf. on aluminium alloys (ICAA4). Atlanta, 1994.
2. Pat. GB 2306366A, UK, B 23 K 20/12. Friction stir welding / T.W. Morris, E.D. Nicholas, J.C. Needham et al; Опубл. 1997.
3. Midling O.T., Oosterkamp L.D., Bersaas J. Friction stir welding aluminium – process and applications // Proc. 7th Intern. conf. "Joints in aluminium", Cambridge, 16 April, 1998. – P. 161-169.
4. Справочник металлиста, том 2 // под ред.А.Г. Рахштада и В.А. Брострема. -М.:Машиностроение, 1976-717 с

УДК: 621.891

М.В. Кіндрачук, д.т.н., проф., А.О. Корнієнко, к.т.н., доцент,
В.Я. Лобурак, С.В. Федорчук, ст.виклдач
(Національний авіаційний університет, Україна, м. Київ)

ВПЛИВ ДИСПЕРСНОСТІ ТВЕРДОЇ ФАЗИ В ЕЛЕКТРОЛІТИЧНОМУ ПОКРИТТІ НА ЙОГО ЗНОСОСТІЙКІСТЬ ПРИ ТЕРТІ КОВЗАННЯ

Проведено дослідження процесу зношування КЕП на нікелевій основі при терті ковзання без мастила в залежності від розміру карбідної фази TiC та дифузійного хромування, виходячи з уявлень про перетворення енергії пластичної деформації в зоні контакту в енергію дислокацій в зоні тертя, що веде до викришування твердої фази.

Вступ. Одним із напрямків вирішення триботехнічних задач є формування покриттів на деталях машин, нанесенням різними методами та іншими технологіями їх зміцнення. Активно розвивається напрям створення захисних структур триботехнічного призначення – композиційні електролітичні покриття (КЕП), які одержують із суспензій, що являють собою електроліти з додаванням визначеної кількості високодисперсного порошку твердої фази. Такі покриття є доцільними в першу чергу на сталях групи Х18Н10Т, які є достатньо корозійностійкими, але мають низьку зносостійкість, що обмежує їх застосування в техніці у якості конструкційних матеріалів. Осадження КЕП на нікелевій основі на поверхню таких сталей зберігає їх корозійну стійкість та підвищує зносостійкість, крім цього такі покриття можна суттєво зміцнювати.

Отже, доцільним є дослідити вплив хіміко-термічної обробки електролітичних осаджень на їх зносостійкість в залежності від фазового складу, вмісту твердої фази та її дисперсності.

Методика досліджень та обговорення їх результатів. Композиційні електролітичні покриття одержували шляхом сумісного осадження із електроліту нікелю і зміцнюючої фази TiC різної дисперсності на зразки розміром 10×10×5 мм. Зразки отримані у ванні РН 3– 4, густині струму 10 А/дм^2 при температурі 25ºС.

Випробування на зносостійкість в умовах тертя без мащення проводилось на установці М-22М при швидкості ковзання 0,5 м/с та навантаженні 20Н. Схема спряження – вал-площина і шлях тертя складав 1 км.

Досліджувався композит Ni-TiC з різними фракціями TiC від 5 до 100 мкм. Дифузійне хромування проводилось із суміші порошків складу: 65%Cr, 25%Al_2O_3, 1,5% NH_4Cl при температури 1100 ºС протягом 3–5 годин в металевих контейнерах з плавким затвором.

Металографічними дослідженнями встановлено достатньо рівномірне розташування частинок наповнювача в КЕП, проте після дифузійного хромування поверхневий шар покриття збіднений частинками TiC, а на глибині його карбідна фаза дещо коагулізувалась, але залишилась досить рівномірно розподіленою по площині мікроструктури, що суттєво не змінило структури по глибині шару, крім поверхневої, яка зазнала легування хромом. Особливістю є те, що сформувалась

дифузійна зона на границі покриття-основа, яка і забезпечує підвищену міцність зчеплення КЕП.

На рис. 1 наведена залежність зносостійкості КЕП з різною фракцією TiC, але однаковим об'ємним наповнення в осаді рівним 25% об'ємних після його дифузійного хромування при 1100ºС на протязі 3-х годин. Випробування поводились в режимі ковзання при різних навантаженнях та довжині шляху тертя.

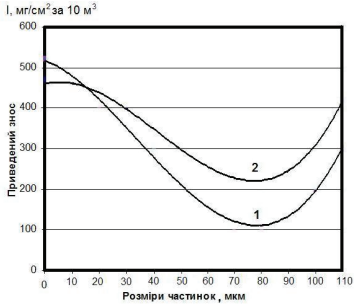


Рис. 1. Залежність зносостійкості КЕП системи Ni-TiC після дифузійного хромування при навантаженні 10Н (*1*) і 20Н (*2*).

Встановлено, що характер залежності зносостійкості від величини частинок наповнювача відрізняється лише тим, що зниження зносостійкості КЕП без ХТО починається від величини карбідного включення приблизно 50 мкм, а після його хромування від 70 мкм при навантаженні 20 Н і 80 мкм при навантаженні 10 Н. Це пояснюється тим, що у першому випадку випробування на зносостійкість проводились на зразках, які не піддавались хіміко-термічній обробці, а у другому випадку – зразки пройшли дифузійне хромування. Отже, у першому випадку сили зчеплення частинок карбідної фази є дещо меншими, ніж сили їх зчеплення в матриці, яка пройшла дифузійне хромування, бо в обох випадках присутні сили пружності, а відповідно енергія пластичної деформації є різною.

На рис. 2 представлена схема площини тертя з розташуванням в одній із них твердої фази. Під дією сил тертя окремі частинки опиняються на вершині зубців нерівності і в матриці їх утримує енергія взаємодії, яка залежить як від природи матеріалу, так і величини частинок.

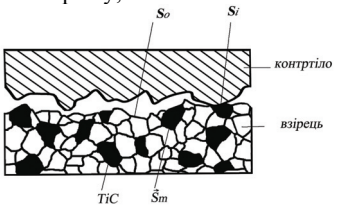


Рис.2. Схема розташування частинок TiC у поверхневому шарі КЕП.

Сили тертя обумовлюють пластичну деформацію, відсутність якої в зоні контакту приводить в ній до накопичення пружних деформацій і

супроводжується розсіюванням частини енергії, затраченої роботою сил тертя. Оскільки ці процеси є термодинамічно неврівноваженими, то їх можна описати з допомогою дисипативної функції:

$$T\frac{d\ S_i}{dt} = \vec{\Psi} = \sum \frac{d\,W^i_{дис}}{dt} + \vec{I}_c A_c,$$

де T – температура системи в ºК; $\frac{d\ S_i}{dt} = \frac{d\ S_i}{S_k dt}$ – швидкість зміни енергії системи; $\frac{d\,W^i}{dt} = \frac{d\,W^i_{дис}}{S_k dt}$ – швидкість розсіювання енергії; S_i – площа поверхні тимчасового контакту; $\vec{I}_c A_c$ – потужність пливу попутних факторів.

Дисипативні функції процесів пластичної деформації та утворення вільних поверхонь взаємодії різних фаз в яких концентруються сили розсіювання енергії та зародження дефектів кристалічної структури – дислокацій, яким передує пластична деформація визначаються з таких міркувань. Дислокації накопичуються на границях фаз, що призводить до руйнування сил зв'язку між ними і, як результат – викришуванням однієї із фаз – у даному випадку йдеться про фазу TiC, яка сприяє виникненню абразивного зношування.

Для зручності введемо поняття хімічного потенціалу дислокації – робота, яка затрачається для утворення одиничної дислокації:

$$\varphi_d = \frac{\tau}{\beta},\ A_d = \Delta\varphi_d = \frac{\Delta\tau}{\Delta\beta},$$

де φ_d – хімічний потенціал дислокації; τ – діючі в металах напруження; β – число дислокацій, яке припадає на одиницю деформованої речовини; A_d – утворення та переміщення дислокацій; $\Delta\varphi_d$ – різниця хімічних потенціалів для двох напружених станів матеріалу; $\Delta\tau$ – зміцнення матеріалу в процесі його пластичного деформування.

У свою чергу, робота пластичної деформації, яка призводить до виникнення дислокації, записується:

$$dW_{пл} = d\vec{D}A_d,$$

де $d\vec{D} = \frac{dD}{S_i}$ – швидкість накопичення дислокацій в системі.

Поділивши обидві частини цього рівняння на dt, отримаємо вираз для дисипативної функції пластичного деформування матеріалу:

$$\varphi_{дис} = \frac{dW_{пл}}{dt} = \frac{d\vec{D}}{dt}A_d = \vec{I}_d A_d,$$

де $\vec{I}_d = \dfrac{d\vec{D}}{\mathrm{dt}}$ – швидкість накопичення дислокацій, віднесеної до одиниці поверхні контакту і залежить від енергії пластичної деформації в зоні контакту.

Представляючи процес руйнування в зоні тертя як відколювання частинок на границях їх об'єму за рахунок накопичення по них дислокацій, запишемо:

$$\Sigma\sigma_{\mathrm{i}} dS_i = \sigma_m d\vec{S}_m + \sigma_0 dS_0 - \sigma_d d\vec{S}_d ,$$

де σ_0 – питома поверхнева енергія в зоні контакту; dS_0 – питома площа поверхні контакту (зона пластичної деформації); σ_m – питома поверхнева енергія в процесі зміни площі контакту dS_m; $\sigma_{\mathrm{d}}\, i$ $d\vec{S}_d$ – питома поверхнева енергія і зміна площі поверхні дислокаційних границь.

Отже, дисипативна енергія пластичнодеформованих поверхонь контакту тертя з врахуванням швидкості зміни їх площі (швидкість тертя) приводить до виразу дисипативної функції:

$$\Psi_{\mathrm{s}} = \frac{d\vec{S}_0}{dt}\left(-\Delta\sigma_0\right) + \frac{d\vec{S}_m}{dt}\left(-\Delta\sigma_m\right), \quad \text{де } \Delta\sigma_0 = \sigma_0 - \frac{\sigma_d^0}{2}; \qquad \Delta\sigma_m = \sigma_m - \frac{\sigma_d^m}{2};$$

Вирази $\dfrac{d\vec{S}_0}{dt}$ та $\dfrac{d\vec{S}_m}{dt}$ є показниками швидкості зміни дисипативної енергії пластичної деформації на площах контакту в процесі тертя і залежить від багатьох факторів і в першу чергу від навантаження та швидкості процесу тертя. Це знаходить підтвердження в роботах багатьох дослідників [3, 4], які показали, що енергія тертя трансформується в енергію дислокацій і це призводить до крихкості поверхневих шарів і сколювання окремих фаз у зоні тертя. Вводячи у вираз дисипативної функції коефіцієнти, які характеризують фактори умов тертя (навантаження, швидкість руху, циклічність, температуру і т.п.), а також структурну будову речовини, можна ексклюзивно оцінити характер і ступінь зношування матеріалу при терті.

Висновки

Виходячи з отриманих результатів, знаходяться пояснення екстремальних результатів залежності зносостійкості від розмірів частинок наповнювача в КЕП, тобто, чим більший розмір частинок наповнювача, тим швидше дисипативна енергія по границі зерна перетвориться в пружну енергію, яка веде до окрихчування – втрати сил зв'язку з матрицею і, як результат, його викришування. В подальшому ці карбіди забезпечують абразивне зношування. Підвищення зносостійкості за наявності включень карбідів з величиною зерна до певних розмірів пов'язано, очевидно, із закономірностями пропрацьовування пари тертя та незруйнованими силами зв'язку зерна з матрицею із-за недостатньої кількості пружної енергії, яка забезпечує крихке відшарування карбідного зерна.

УДК 621.793.6:669.35

Д.О. Кругляк, асистент
(Запорізька державна інженерна академія,
Україна, м. Запоріжжя)

ФІЗИКО-МЕХАНІЧНІ ВЛАСТИВОСТІ СВС-ПОКРИТТІВ НА ДЕТАЛЯХ ГАЗОТУРБІННИХ ДВИГУНІВ

У роботі приведені результати дослідів структурного стану поверхні та сердцевини матеріалу зупиночних торцьових ущільнювачів турбонасосних агрегатів газотурбінних двигунів, що виготовляються з мідних сплавів.

Аналіз відмов газотурбінних двигунів (ГТД) у процесі експлуатації показує, що більшість ушкоджень деталей носить утомний характер, тому практичне значення проблеми забезпечення їх несучої здатності важко переоцінити. Безперервно зростають вимоги до надійності та матеріалоємності ГТД, все більш жорсткими становляться умови роботи та режими експлуатаційного навантаженості.

При виготовлені деталей газотурбінних двигунів на їх поверхнях виникають нерівності, а у поверхневому шарі відбуваються структурні та фазові перетворення. Крім того, у поверхневому шарі спостерігається збільшення твердості металу та формування залишкових напружень.

В умовах експлуатації поверхневий шар приймає найбільші загрузки та піддається фізико-механічному впливу: механічному, тепловому, корозійному та ін. [1].

У багатьох випадках у деталей ГТД починають погіршуватися службові властивості поверхні внаслідок зносу, ерозії, корозії, зародження утомлених тріщин, що може призвести до відмови обладнання.

Поверхня деталі у порівнянні з серцевиною має ряд особливостей. Атоми, що находяться на поверхні, мають односторонні зв'язки з металом, тому знаходяться у нестійкому стані та володіють збитковою енергією у порівнянні з атомами, що знаходяться усередині.

У результаті дифузії, особливо при впливі збільшених температур, у поверхневому шарі виникають хімічні з'єднання основного металу з проникаючими із зовні речовинами. При збільшених температурах збільшується дифузійна рухливість атомів, що приводить перерозподілу концентрацій легуючих елементів. Дифузія в поверхневому шарі оказує помітний вплив на властивості металів.

Поверхневий шар деталей ГТД формується у результаті взаємозв'язаних явищ, що відбуваються в вогнищі деформування та прилеглих до нього зонах: багаторазових пружно-пластичних деформацій, змінення пластичних властивостей металу, тертя, зміни мікро- та макроструктури та ін. [2, 3].

Досліджувані зупиночні торцьові ущільнювачі турбонасосних агрегатів ГТД виготовляють з мідного сплаву марки БрАЖМц10-3-1,5, що має високі службові та фізико-хімічні властивості. Дослідженню піддавали матеріали

ущільнювачів у без покриття та після хіміко-термічної обробки в умовах саморозповсюджувального синтезу. Порівняння результатів, отриманних при вимірюванні мікротвердості поверхневих шарів, величини залишкових напружень дозволяє зробити висновок о фізико-хімічних змінах, що відбулися у матеріалі після довгої експлуатації.

У цей час у світі широко використовують багатокомпонентні композиційні покриття на основі хрому. Використання деталей з подібними покриттями підвищує фізико-механічні властивості та термін служби.

Для поліпшення зв'язку захисного покриття з матеріалом нами пропонується використання більш ефективного, економічного та екологічного методу. Цей метод нанесення газотранспортних СВС-покриттів запропонований Є.А. Штесселем із співавторами в 1978 т. [1] і надалі одержав розвиток у роботах.

Метою роботи є отримання багатокомпонентних хромованих захисних покриттів в умовах високотемпературного синтезу, що самопоширюється (СВС) на мідних сплавах.

СВС-технологія газотранспортних покриттів перебуває зараз па порозі широкого промислового освоєння.

Технологія отримання покриттів в умовах СВС забезпечує необхідні експлуатаційні характеристики при мінімальному часі їх формування, тому є актуальною на сьогодні.

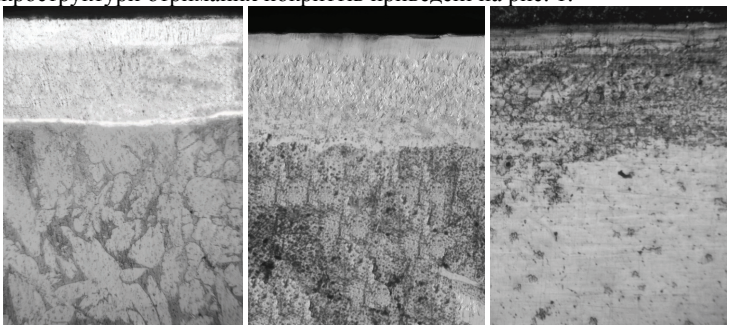
Була розроблена технологія отримання багатокомпонентних хромованих покриттів на основі алюмінію, кремнію і титану, оскільки вказані покриття, згідно даним роботи, відрізняються високою стійкістю проти дії кисню, морської води і розчинів кислот, утворюючи при окисленні скловидні, поверхневі оксидні плівки, що міцно утримуються. Як наслідок цього, газотранспортні СВС-покриття мають кращі риси своїх аналогів - вони мають властивості отримуємого матеріалу (тобто можуть бути набагато більш зносостійкими або жаростійкими на відміну від основи) і високу адгезійну міцність.

Технологія нанесення СВС-покриттів товщиною 50 - 160 мкм проста: у приготовлену суміш порошків Ti, Cr, Al уводять газотранспортну добавку (йод та хлористий амоній) і деталі, які необхідно покрити; після проходження хвилі горіння частина продукту горіння утворюється на поверхні деталі у вигляді плівки (покриття). Ця технологія особливо перспективна для нанесення зносо- та корозійностійких покриттів на деталі складної форми.

Хіміко-термічну обробку мідних сплавів в режимі теплового самозаймання проводили в реакторі відкритого типу з продуванням інертним газом - аргоном. Як насичуюче середовище використовували суміш порошків наступних матеріалів: Cr_2O_3, Al_2O_3, Ti, Al, NH_4Cl, J_2. Дисперсність порошків складала 150…250 мкм.

Насичення зразків проводили в режимі теплового самозаймання, який полягає в поєднанні хімічних транспортних реакцій з процесом теплового самозаймання порошкових сумішей. Мікроструктуру зміцнених шарів досліджували на мікроскопі «Neophot-2».

В результаті хіміко-термічної обробки були отримані титаноалюмохромові покриття на мідних сплавах. Товщина покриття складає від 160 до 220 мкм. Мікроструктури отриманих покриттів приведені на рис. 1.



а б в

а – БрАЖ9-4, б – БрАМц9-2, в – БрАЖМц10-3-1,5

Рис. 1. Мікроструктура захисного покриття на бронзах, × 200

Як бачимо, після насичення при температурі 900 ºС дифузійний шар складається із твердих розчинів алюмінію в міді. При повішенні температури процесу відбувається деяке оплавлення дифузійного шару в результаті того, що концентрація кремнію зростає до величини відповідної лінії солідус на діаграмі стану системи Cu – Si. На мікроструктурі, у поміжосних просторах дендритів α-твердого розчину видні виділення евтектоіда (α+γ(Cu_5Si)). Хром зустрічається у вигляді дрібних темних включень на α-фазі.

На поверхні бронзи БрАМц9-2 утворюється силіцид TiSi, під яким розташований α - твердий розчин алюмінію та кремнію в міді, стовпчастої будови, із включеннями фази Cr_5Si_3.

Очевидно, при температурах процесу відбувається легування, що утворюється хромом β-фази, а при охолодженні – її евтектоідний розпад. По цьому при кімнатній температурі в алюмохромованому шарі виявляється суміш фаз, що становлять евтектоід (α+γ_2), легований хромом і включення інтерметалідної фази типу Cr_2Al.

Вимірювання мікротвердості по глибіні мікрошліфа, починаючи з середини зразка (матеріалу БрАЖМц10-3-1,5) до поверхні (верхнього шару покриття) показало, що матеріал поверхні володіє більшою твердістю. Так отримані значення мікротвердості склали: на поверхні 4200 МПа, в середені – 2000 МПа.

Вимірювання мікротвердості отримували на приборі ПМТ-3 при навантаженні на алмазну пірамідку 1 Н. Дослідження вказали, що глибина наклепу на усіх деталях у процессі експлуатації практично не змінилася і склала 0,015 – 0,020 мм. У той же час було визначено значне зниження мікротвердості.

Приріст ваги хромованих зразків з міді, легованих кремнієм, титаном і алюмінієм на поверхні утворюється окалина у вигляді щільної плівки, при

цьому зразки міняють колір із золотаво-жовтого на темно-коричневий: відшаровування окісної плівки при всіх температурах випробувань не відбувається, при температурах випробувань 700º, 800º, 900ºС відповідно склав 80; 210; 320 г/м^2.

Дані різних авторів по швидкості окиснення міді задовільно збігаються при високих температурах, коли окиснення підкоряється параболічному закону та протікає в кілька стадій:

1.Реакції на границях фаз (дисоціація молекул кисню та хемосорбція атомів; впровадження хемосорбированих іонів шляхом проникнення в ґрати металу або шляхом з'єднання з іонами металу).

2.Утворення кристалічних зародків.

3.Дифузія катіонів або аніонів або взаємна дифузія тих і інших через зростаючу окалину.

Фактором, що визначають швидкість окиснення міді є дифузія іонів міді через шар Cu_2O. Швидкість окиснення міді визначається швидкістю переміщення її катіонів до поверхні, під шаром окисла (напівпровідник Р-Типу) внаслідок переміщень вакансій до металу їх концентрація підвищується. Вакансії, хоча й не коалісцують з утвором більших пор, вони проте зменшують площу, через яку можуть рухатися атоми металу в окисел у вигляді іонів. Ефективна площа окиснення скорочується і швидкість окиснення зменшується.

Висновки

У результаті металографічних досліджень було встановлено можливість отриманя багатокомпонентних хромованих покриттів на бронзах у режимі СВС. Установлений характер впливу температури процесу та часу витримки на товщини хромованих покриттів, легованих Si, Al, Ti. Товщина шарів
($\tau_в$ - 60 хв) становить для багатокомпонентних хромованих шарів, легованих кремнієм, алюмінієм і титаном 35 – 60 мкм. Комплексними методами дослідження мікроструктури, мікрорентгеноспектральним аналізом установлено, що при легуванні хромованих покриттів, кремнієм, алюмінієм, титаном утворюються леговані фази типу: Cu_3Si, Cu_5Si_3, $(Cu,Ti)_5Si_3$, під яким розташована зона твердого розчину Cr, Al і Si у міді.

Список літератури

1. Богуслаев, В.А. Технологическое обеспечение и прогнозирование несущей способности деталей ГТД / В.А. Богуслаев, В.К. Яценко, В.Ф. Притченко // Киев, 1993. – 333 с. ISBN 5-12-003460-8

2. Кудрявцев И.В. Повышение долговечности деталей машин методом поверхностного наклепа / И.В. Кудрявцев, В.М. Андреенко, Н.М. Саввина // ЦНИИТМАШ. Кн. 108. – М.: Машиностроение, 1965. – 211 с.

3. Одинцов Л.Г. Упрочнение и отделка деталей поверхностным пластическим деформированием / Справочник – М.: Машиностроение, 1987. – 328 с.

УДК 620.22: 661.66

Б.П. Середа, д.т.н. профессор, А.Н. Онищенко, аспирант
(Запорожская государственная инженерная академия, Украина, г. Запорожье)

АНАЛИЗ ВОПРОСОВ ПОЛУЧЕНИЯ ЗАЩИТНЫХ ПОКРЫТИЙ НА УГЛЕРОД-УГЛЕРОДНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛАХ В УСЛОВИЯХ СВС ДЛЯ АВИА-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

В работе исследована возможность получения на углерод-углеродных композиционных материалах защитных покрытий в условиях самораспространяющегося высокотемпературного синтеза, для ответственных узлов летательных аппаратов, работающих в условиях высоких температур и агрессивных сред.

Для разработки и производства современных летательных аппаратов востребованы материалы, обладающие комплексом весьма разнообразных свойств, к таким материалам можно отнести углерод-углеродные композиционные материалы. Углерод-углеродные композиционные материалы (УУКМ) представляют собой композицию, в которой в качестве матрицы используют кокс, полученный в результате высокотемпературного обжига отвержденных термореактивных смол: фенолоформальдегидных, фурановых, а также полиимидов, полифениленов, каменноугольных и нефтяных пеков. В качестве наполнителей используют углеродные волокна, которые в зависисмости от степени армирования сплетаются в одномерные, двумерные и т.д. каркасы. Также в качестве наполнителей применяют углевату, углематы, рубленое волокно, крученые нити. Как высокотемпературные материалы УУКМ обладают рядом уникальных свойств: повышенной прочностью при высоких температурах, низким удельным весом, легкой механической обработкой и т.д. Соответственно УУКМ относятся к сверхчистым материалам и различаются по видам и маркам, что выражается в плотности материалов, которая может колебаться в пределах 1,45…2,23 т/м^3, а также выраженной анизотропией механических свойств в зависимости направления армирования материала. [1]

К недостаткам УУКМ при использовании его в авиа-космической промышленности относятся недостаточная эрозионная и низкая окислительная стойкость. Во многих случаях причиной неудовлетворительной стойкости углеграфитовых материалов является остаточная пористость, неизбежная при их получении и производстве, и достаточно создания тончайшего жаростойкого покрытия для резкого улучшения работоспособности деталей.

Одним из наиболее перспективных методов нанесения защитных жаростойких покрытий является технология получения покрытий методом порошков в условиях самораспространяющегося высокотемпературного синтеза (СВС). СВС, совмещенный с химическими транспортными реакциями, обеспечивает высокое качество и простоту нанесения защитных покрытий.

Работоспособность и долговечность покрытия в значительной степени зависит от защитного действия образующегося оксидного слоя, который

препятствует диффузионному рассасыванию покрытия. Поскольку при высокотемпературном взаимодействии с кислородом преимущественно образуются оксиды легкоокисляющихся компонентов покрытия (т.е. имеющих высокое сродство к кислороду), то наиболее часто в состав жаростойких покрытий вводят такие элементы как *Cr*, *Ti*, *Al*, *Si*, *Zr* и др., имеющие высокое сродство к кислороду и образующие на поверхности тугоплавкие оксиды этого элемента (Al_2O_3, SiO_2 и др.). [1]

В настоящей работе исследовали возможность нанесения покрытий в неизотермических условиях. Состав насыщающей среды выбирали исходя из требований к жаростойким покрытиям и особенностям формирования защитных покрытий на углеграфитовых материалах. Для постановки экспериментов применяли порошки: оксида алюминия, алюминия марки АПВ, оксида хрома (III), титана ПТХ5-1, кремния марки Кр1, йода, хлористого аммония, фтористого натрия. Высокая температура процесса, необходимая для быстрого протекания реакций, создаётся в результате освобождения химической энергии восстановления оксида хрома алюминием по реакции

$$Cr_2O_3 + 2Al = 2Cr + Al_2O_3 \qquad (1)$$

Возможность осуществления химических транспортных реакций в волне горения основана на том, что в процессе горения происходит последовательная смена температурных режимов, и температура в каждой точке смеси возрастает непрерывно от T_0 до T_{max}. В этих условиях, при очень малой длине диффузионного пути, резко возрастает интенсивность диффузионного переноса газообразных компонентов, которые участвуют в химических транспортных реакциях, которые протекают по реакции типа

$$Л + m/nГ_n \leftrightarrow ЛГ_m \qquad (2)$$

где $Л$ – легирующий компонент покрытия; $Г_n$ – галоген (активатор процесса); $ЛГ_n$ – летучий галогенид.

Для переноса и осаждения элемента $Л$ необходимо наличие сдвига равновесия реакции (2) в соответствующую сторону, при этом элемент и изделие должны находиться в неодинаковых температурных условиях. Если скорости химических реакций не лимитируют процесс, то концентрация активных газов-переносчиков может оказывать влияние на интенсивность роста диффузионного слоя. Для оценки роли субгалогенидов при поверхностном насыщении УУКМ и факторов, влияющих на равновесную концентрацию субгалогенидов, необходимо термодинамически проанализировать химические реакции, возможные в реакционном пространстве. [2]

Термодинамический анализ химико-термической обработки углерод-углеродных материалов в условиях СВС, с варьированием количественного состава легирующих компонентов, а также количества газотранспортного агента, был проведен при помощи комплекса прикладных программ «АСТРА» и «Terra». Расчеты производили в интервале температур от 100 до 1600 ºС с шагом через каждые 100 ºС, давление было установлено 0.1 МПа. Расчет вели для системы Cr_2O_3-Al-Ti-Si-NH_4Cl-Al_2O_3-C (рис. 1), исследуя

термодинамическую возможность обмена легирующих компонентов с углеродной подложкой.

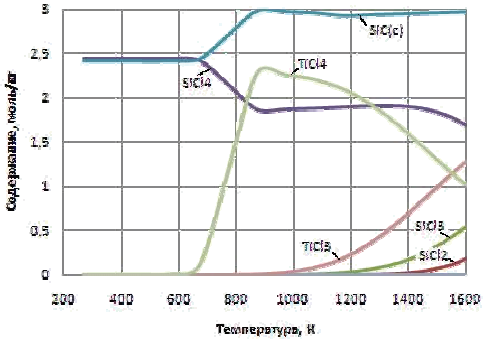


Рисунок 1 – Содержание газовой и конденсированной фаз в системе *Ti-Si-NH$_4$Cl-C* в зависимости от температуры

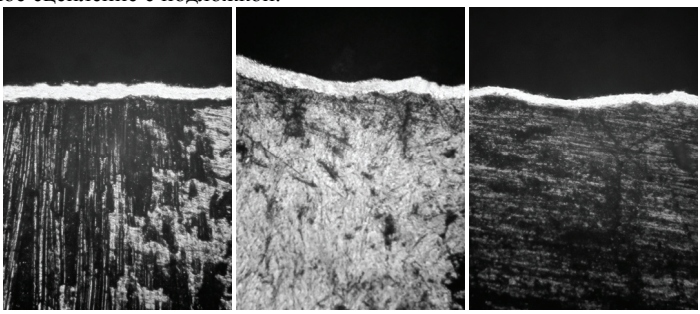
Раньше в работах [3] были приведены результаты исследований диффузионного нанесения защитных покрытий на углеродные и углерод-углеродные композиционные материалы. В настоящей работе приведены особенности титаносилицирования, а также физико-химические характеристики покрытий полученных в условиях СВС.

В качестве материалов, на которые наносили жаростойкие покрытия, были выбраны: углерод-углеродный композиционный материал с послойным армированием углеродной тканью на основе вискозы УРАЛ-Т22Р; дисперсно-упрочненный углерод-углеродный композиционный материал, в состав которого входят: 10-12% натурального графита, 60% графит ЭГ, остальное фенолоформальдегидная смола ЕФС-342; приролитический графит.

Для процесса химико-термической обработки в условиях СВС, использовали реактивы классификации «ч» и «чда». Порошки просушивали при температурах 100…400 ºС на протяжении 1…2 часов в печах лабораторного типа, затем перемешивали порошки в процентном соотношении, перемешивание длилось 30…45 мин. Насыщение поверхности УУКМ проводили в СВС-реакторах в условиях теплового самовоспламенения в интервале температур 1000…1200 ºС в течении от 60 до 120 минут. Температура процесса контролировалась вольфрам-рениевой термопарой, которая была расположена в кварцевой трубке и введена в СВС-смесь. Термопара подключалась к регистратору серии КСПП-4.

Микроструктуру полученных защитных покрытий изучали на световых микроскопах серии «Neophot–21» (рис. 2) и МИМ – 8, количественный и качественный анализ распределения легирующих элементов в покрытии изучали при помощи электронного микроскопа SUPRA 40 WDS фирмы Zeiss с приставкой INCA, анализ фазового состава осуществляли на рентгеновском дифрактометре ДРОН–3. Микротвердость покрытий определяли на приборе ПМТ–3.

Покрытия, полученные в условиях СВС, состоят внешней и внутренних зон. Металлографический и фазовый анализ показал, что во всем интервале температур свыше 1000 К диффузионный слой состоит из фаз: внешней состава TiSi, $TiSi_2$, $CrSi_2$, и внутренней – фазы SiC, которая обеспечивает прочное сцепление с подложкой.



а *б* *в*

Рисунок 2 – Микроструктуры покрытий на: *а*- УУКМ × 150; *б* – графит ЭГ × 100; *в* – пиролитический графит × 100

Анализ полученных данных показывает, что в идентичных условиях на различных марках углеграфитовых материалов толщина защитного слоя различна. Более того, на пирографите на поверхности, параллельной базисной плоскости (002), толщина слоя в два – десять раз (в зависимости от степени совершенства структуры пирографита) больше, чем на поверхности, перпендикулярной к ней.

Выводы

Из полученных данных термодинамического анализа, микрорентгеноспектрального, микродюраметрического и фазавого анализов установлено, что формирование защитных покрытий в условиях СВС (в изученных системах порошков насыщающих смесей) на всех трех типах подложек происходит по пути образования начального диффузионного слоя SiC, с последующим легированием его титаном, хромом и кремнием и образованием жаростойких фаз TiSi, $TiSi_2$, $CrSi_2$.

Список литературы

1. *Белов А.Ф.* Строение и свойства авиационных материалов / А.Ф. Белов, Г.П. Бенедиктова – М.: Металлургия, 1989. 368 с.

2. *Середа Б.П., Онищенко А.Н., Кругляк Д.О., Середа Д.Б.* Термодинамический анализ реакций при нанесении защитных покрытий на углеродные материалы в условиях СВС // Металлургия: Научные труды ЗГИА. – Запорожье: ЗГИА. 2012, С. 96 – 101.

3. *Середа Б.П., Белоконь Ю.О., Онищенко А.Н. Середа Д.Б.* Влияние выбора подложки из высокоуглеродистых материалов на кинетику роста защитных покрытий в условиях самораспространяющегося высокотемпературного синтеза // Металлургия: Научные труды ЗГИА. – Запорожье: Изд. ЗГИА, 2011, С. 111 - 115

УДК 621.891

В.М. Павлов, к.т.н., проф,
Г.М. Борозенець, к.т.н., проф, І.В. Семак.
(Національний авіаційний університет, Україна, Київ)

ДОСЛІДЖЕННЯ МЕХАНІЗМІВ ФОРМУВАННЯ МАСТИЛЬНИХ ШАРІВ У ВАЖКО НАВАНТАЖЕНИХ ВУЗЛАХ ТЕРТЯ.

Проведені результати експериментальних досліджень різних механізмів утворення мастильних шарів в зубчастому зачепленні. Показано, що при малих швидкостях кочення і високих температурах утворюються мастильні шари значно більшої товщини, ніж передбачає контактно-гідродинамічна теорія мащення. Пояснюється це наявністю різних поверхневих явищ при терті. Описана методика роздільного виміру товщини мастильних шарів гідродинамічного походження за рахунок поверхневих явищ.

Вступ. Зубчасті передачі є найбільш розповсюдженим видом механічних передач. В зв'язку з цим збільшення несучої спроможності і підвищення якості зубчастих передач має велике значення. Велика роль в цьому належить мастильним матеріалам, так як мастильні матеріали в значні мірі попереджують зношування зубів, яке є основною причиною виходу зубчастих коліс із ладу. Із збільшенням навантажень, швидкостей, температури умови тертя на робочих поверхнях зубів є більш важкими. Правильний вибір мастильних матеріалів є порівняно складною проблемою, особливо в зв'язку з розширенням асортименту мастильних матеріалів і присадок. Труднощі при виборі мастил пояснюються тим, що мастильні шари між зубами утворюються в результаті гідродинамічного ефекту, граничних поверхневих явищ, хімічних реакцій. Теорія сумісної дії цих чинників на сьогоднішній день відсутня, незважаючи на те, що окремі питання її розвиваються успішно. В першу чергу необхідно відмітити розвиток так званої контактно-гідродинамічної теорії мащення. Значні успіхи досягнуті і в області вивчення хімічних процесів, що протікають між мастилом і металом.

Метою даної роботи є дослідження закономірностей утворення мастильних шарів між зубами в результаті гідродинамічного ефекту, граничних явищ і хімічних реакцій.

Методика досліджень. При вивченні мастильної дії олив в якості основної характеристики мастильних шарів приймалась їх товщина. Для виміру товщини шарів безпосередньо між зубами був розроблений метод, який заснований на вимірювання падіння напруження на електричному тліючому розряді, що виникає в мастильному шарі, який знаходиться між зубами. Для підтвердження високої точності цього методу були проведені порівняння даних, отриманих цим методом та методом з використанням рентгенівських променів, який вважається одним із найбільш точних методів. Була експериментально підтверджена висока точність електричного методу в режимі тліючого розряду. Цей метод дозволяє роздільно виміряти товщину

мастильних шарів різної природи їх утворення за рахунок механічного руйнування сформованих поверхневих шарів і необхідністю необхідного часу для їх наступного відновлення. Це дозволяє в початковий момент після зняття поверхневих шарів виміряти товщину шару тільки гідродинамічного походження, а потім виміряти утворення з часом товщини поверхневих шарів.

Результати досліджень. Результати розподіленого вимірювання товщини мастильних шарів в залежності від сумарної швидкості кочення зубів приведені на рис. 1. Експериментальні дослідження проводились для авіаційних олив МС-20, МК-8 та для індустріального І-50. Графіки 1, 2, 3 характеризують товщину мастильного шару, що утворюється за рахунок гідродинамічного ефекту і поверхневих явищ для олив відповідно МС-20, І-50, МК-8. Графіки 1*а*, 2*а*, 3*а* характеризують товщину мастильних шарів для тих же олив, що утворюються тільки за рахунок гідродинамічного ефекту. Порівняння цих графіків показує, що між зубами можливо утворення відносно товстих шарів поверхневого походження. Підтвердженням того, що графіки 1а, 2а, 3а показують закономірність зміни товщини мастильних шарів гідродинамічного походження є пропорційність цих товщин густині досліджуваних мастил в степені 0,7. Так, співвідношення густин для олив 1,0 : 0,4 : 0,2. Експериментально отримано співвідношення товщини шарів 1,0 : 0,42 : 0,2. Крім того, порівняння експериментальних та теоретичних значень товщини мастильних шарів (графіки 1а та 4) показують їх задовільну кореляцію. Теоретична крива 4 побудована за формулою А.І. Петрусевича.

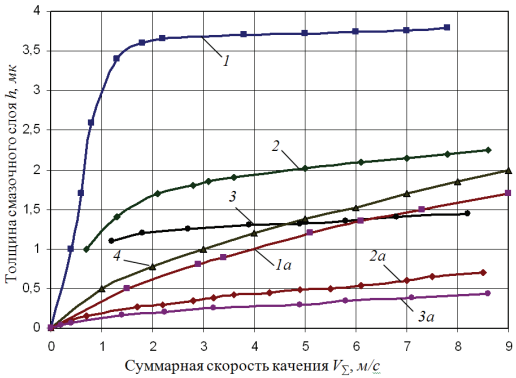


Рис. 1. Розподільне вимірювання товщини мастильних шарів різної природи походження

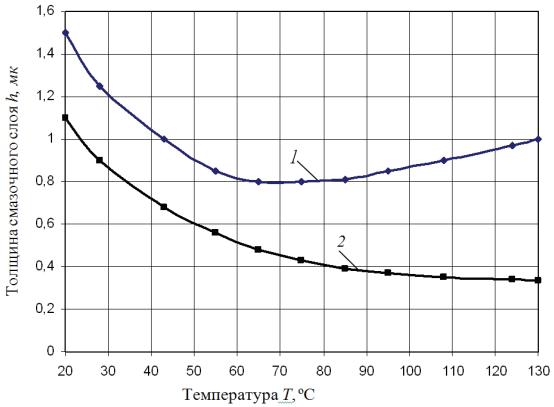


Рис. 2. Залежність товщини мастильного шару від температури.

Необхідно відмітити, що утворення поверхневих шарів великої товщини можливо тільки при низьких температурах. Результати роздільного вимірювання товщини мастильних шарів в залежності від температури показано на рис. 2. Графік 1, характеризує зміну сумарної товщини мастильного шару для оливи МС-20, а графік 2 - зміну товщини мастильного шару гідродинамічного походження. Із графіків видно, що із збільшенням температури різко зменшується товщина поверхневих шарів, так як кінетична енергія адсорбованих молекул оливи починає перевищувати енергію їх зв'язку з поверхнею зубів і в результаті чого протікає їх десорбція в рідку фазу. Також було виявлено, що при температурі вище 70° С має місце збільшення товщини поверхневого шару, що зумовлено утворенням на поверхні зубів твердо подібних плівок. Подальші дослідження, виконані нами показали, що ці плівки мають мастильну та захищають поверхню зубів від руйнування.

Висновки. На основі роздільного вимірювання товщини мастильних шарів були визначені області в яких проявляються різні механізми мастильної дії олив.

1. В зоні низьких температур і малих швидкостей кочення превалюють поверхневі шари адсорбційного походження. Ця область характерна для роботи тихохідних зубчастих передач.
2. В зоні середніх температур, навантажень і великих швидкостей кочення превалююче значення мають шари гідродинамічного походження. В цій зоні працює більшість зубчастих передач.
3. В зоні підвищених температур мастильна дія олив відбувається за рахунок твердо подібних плівок. В цій зоні працюють важко навантажені зубчасті передачі.

УДК 519.8

О.А. Тамаргазін, д.т.н., І.І. Ліннік, к.т.н., М.В. Олег , аспірант
(Національний авіаційний університет, Україна, Київ)

МЕТОДИЧНЕ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ВІДПРАЦЬОВУВАННЯ СИСТЕМИ МАТЕРІАЛЬНО-ТЕХНІЧНОГО ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ МОБІЛЬНИХ АВІАЦІЙНИХ ТРАНСПОРТНИХ СИСТЕМ

Розглянуто проблеми, які виникають при формуванні мобільної авіаційної транспортної системи відносно до забезпечення її запасними частинами для обслуговування та ремонту авіаційних систем та наземного обладнання і техніки.

У складі мобільної авіаційної транспортної системи (МАТС) функціонує велика кількість різноманітних технічних об’єктів – це і авіаційні системи (АС), як пілотовані так і безпілотні, наземна техніка (НТ), обладнання системи управління повітряним рухом (УПР), пересувні електростанції, системи зберігання та заправки паливом літальних апаратів та спецавтотранспорту тощо. Тому методи і підходи до відпрацювання системи матеріально-технічного забезпечення (МТЗ) МАТС є складовою частиною методологічного забезпечення формування МАТС. При цьому ці методи повинні забезпечувати як високу ефективність відновлення працездатного стану елементів МАТС так і бути не дуже громіздкими, щоб їх можна було використовувати при оперативному формуванні МАТС.

Сучасні дослідження забезпечення технічних об'єктів запасними частинами концентруються на рішенні двох проблем [1]. Перша відноситься до розрахунку комплектів запасних частин, обумовлених надійністю експлуатованих об'єктів і випадковим характером потоку вимог на заміну елементів. Система поповнення комплектів запасних частин вважається тут заданою, і склад комплектів залежить від безвідмовності, ремонтопридатності об'єктів, кваліфікації обслуговуючого персоналу та інших експлуатаційних факторів. Друга проблема – обгрунтування системи постачання запасними частинами.

Оскільки миттєва доставка потрібних для заміни комплектуючих АС неможлива, вимога забезпечення заданого рівня готовності та ефективності техніки змушує створювати в обслуговуючих підрозділах і на складах всіх рівнів гарантуючі запаси різних видів, які неминуче будуть використані лише частково. Крім того треба враховувати що у МАТС виконання поставлених перед авіаційними загонами (АЗ) завдань залежить також у значній мірі від справності та ефективності наземної техніки і обладнання.

Проведені дослідження показують, що систему МТЗ МАТС можна розглядати як специфічний самостійний об'єкт керування. Специфіка її полягає в тому, що, не будучи матеріально реалізованою системою або виробом, вона має цілком певні характеристики, безпосередньо пов'язана з об'єктом обслуговування – АС, НТ, засобами УПР, і забезпечує підтримку їх в необхідній готовності до застосування за призначенням протягом встановленого періоду у різних умовах експлуатації.

Навіть неповний аналіз характеристик системи МТЗ МАТС показує, що

вона може істотно змінюватись від ефективності елементів об’єктів обслуговування, умов їх експлуатації, рівня підготовки інженерно-технічного складу (ІТС), автоматизації, глибини й вірогідності контрольних операцій, ефективності відновлювальних і профілактичних робіт, організаційної структури, як підрозділів МАТС, призначених для безпосереднього виконання технічної експлуатації АС, НТ, засобів УПР, так і підрозділів організаційно-матеріального забезпечення МАТС.

Базуючись на результатах отриманих в роботах [2,3] можна сформулювати наступні принципи організації відпрацьовування системи МТЗ МАТС.

Відносна самостійність. Складається у виділенні системи МТЗ МАТС у складову частину системи технічної експлуатації технічних об’єктів, що використовуються в МАТС. Перед початком підконтрольної експлуатації з метою відпрацьовування системи МТЗ МАТС повинні бути проведені наступні заходи: визначені типи й кількість об'єктів, що обслуговують; визначені склад комплектуючих об’єктів обслуговування і технологічного устаткування, яке використовується під час технічної експлуатації АС, НТ та засобі УПР, що використовуються в МАТС; кожний об’єкт обслуговування повинне бути укомплектоване експлуатаційною й програмно-методичною документацією; визначений склад робочих місць і технологічна чисельність ІТС, необхідна для проведення кожного виду обслуговування; визначена кваліфікація ІТС, що буде брати участь у експлуатації об’єктів обслуговування; встановлене місце розташування складів різного рівня, їхні корисні площі й ступінь автоматизації пошуку потрібного виробу.

Планова послідовність. Характеризується єдиним плануванням відпрацьовування системи МТЗ МАТС, послідовністю в досягненні поставлених задач на основних її етапах: технічний аналіз нормативної й експлуатаційної документації з метою визначення пунктів, які оцінюються шляхом технічного аналізу; проведення підконтрольної експлуатації з метою оцінки параметрів системи МТЗ МАТС.

Централізація керування. У ході експлуатації централізація керування відпрацьовування системи МТЗ МАТС полягає в єдності керування ходом її здійснення керівництвом МАТС, оцінки й аналізу експлуатаційних характеристик через керівників технологічних експлуатаційних процесів з використанням АСУ МАТС.

Прогресивність. Складається у виявленні в ході експлуатації прогресивних напрямків удосконалювання системи МТЗ МАТС.

Єдність вимог й оцінок. Припускає необхідність пред'явлення однакових вимог й оцінок систем МТЗ МАТС, як окремих систем об’єктів обслуговування так і МАТС у цілому.

Ієрархічність. Ієрархічна структура й обсяг відпрацьовування системи МТЗ МАТС в експлуатації визначається з урахуванням вимог до ефективності, вартості й термінами відпрацьовування, а також можливостей конкретної МАТС.

Методична єдність. Для якісного відпрацьовування системи МТЗ МАТС необхідна єдність методичних підходів, які застосовуються при розробці програмно-методичного забезпечення планування, організації й оцінок результатів відпрацьовування.

Економічність. Вартісні відпрацьовування системи МТЗ МАТС є

одними із основних критеріїв, який визначає перспективи вдосконалення всього процесу функціонування МАТС. Великі матеріальні витрати на відпрацьовування системи МТЗ МАТС вимагають обґрунтування її економічної доцільності.

Розглянуті принципи значною мірою визначають вимоги до методичного забезпечення керування системою МТЗ МАТС в експлуатації, що повинне: вчасно й повно забезпечувати підготовку, проведення підконтрольної експлуатації й обробку отриманих результатів з метою перевірки виконання вимог до системи МТЗ МАТС; враховувати й узагальнювати позитивний досвід МТЗ МАТС; базуватися на сучасних досягненнях науки й техніки; враховувати чинне законодавство забезпечення відпрацьовування системи МТЗ МАТС і вимог до конкретної МАТС; не викликати двозначного тлумачення вимог, які висуваються до системи МТЗ МАТС і отриманих оцінок її ефективності; забезпечувати узгодженість підходу до вимог з відпрацювання й оцінок системи МТЗ МАТС, як окремих її складових, так й у цілому; бути пристосованої до корекції за результатами попередньої експлуатації; не знижувати оперативності й економічності МАТС; забезпечувати використання АСУ МАТС для збору, обробки й доведення до користувачів інформації про стан й отримані результати відпрацьовування системи МТЗ МАТС; регламентувати обсяг і кількість інформації, що оброблюється у системі, і порядок її використання при оцінці параметрів системи МТЗ МАТС; передбачати міри й порядок забезпечення режиму безпеки проведення відпрацьовування системи МТЗ МАТС.

При обґрунтуванні й розробці методичного забезпечення аналізу й синтезу системи МТЗ МАТС із використанням експлуатаційних даних враховувалися викладені вище принципи й вимоги. Це дозволило запропонувати узагальнену методику керування системою МТЗ МАТС.

Розглянуті питання аналізу й синтезу системи МТЗ МАТС, як об'єкта відпрацьовування, мають два чітко виражених аспекти: науковий й організаційно-технічний. Науковий аспект складається у виявленні й постановці типових задач, які виникають у процесі відпрацьовування систем МТЗ МАТС, а також у розробці методів їхнього рішення. До них відносяться розглянуті вище методи аналізу й прогнозування технічного стану об’єктів обслуговування за результатами їхньої експлуатації в конкретній МАТС. Організаційно-технічний аспект питань обумовлений їх чітко вираженим прикладним характером, у зв'язку з яким створення наукових основ і методів рішення типових задач аналізу й синтезу системи МТЗ МАТС не вичерпує проблеми. Необхідне впровадження отриманих наукових результатів у інженерну практику керування системою МТЗ у МАТС. Це вимагає доведення запропонованих методів рішення задач до рівня інженерних методик, конкретного програмного забезпечення.

Виходячи із загальної структури методики аналізу й синтезу систем МТЗ МАТС в умовах конкретної МАТС можна запропонувати наступну методику відпрацьовування системи МТЗ МАТС:

1. Скласти перелік АС і НТ, їхніх функціональних систем й агрегатів.
2. Провести аналіз можливих станів агрегатів і функціональних систем.
3. Проаналізувати можливі напрямки переходів між станами й визначити, які комплектуючі підлягають плановій заміні, і на якій формі обслуговування.

4. Проаналізувати надійність комплектуючих за попередній період.

5. Визначити передбачувану наробітку по кожному об’єкту обслуговування і спрогнозувати кількість відмов кожного типу комплектуючого.

6. Оцінити ймовірність списання і ремонту агрегатів.

7. Розрахувати передбачувані моменти виникнення заявок на запасні частини і витратні матеріали з урахуванням списку відмов з якими дозволена експлуатація до *i*-ої форми технічного обслуговування.

8. Побудувати технологічні графіки поповнення комплектів складів другого рівня МАТС.

9. Побудувати технологічні графіки поповнення комплектів складів першого рівня МАТС.

10. Провести аналіз показників якості системи МТЗ МАТС за підконтрольний період і порівняти їх з нормативними. Якщо якість нижче нормативних показників повернутися на крок 8 для вдосконалювання технологічних графіків поповнення комплектів складів другого рівня.

11. Сформувати пакет заявок на ремонт і закупівлю запасних частин.

12. Здійснбвати безперервну перевірку виконання вимог до параметрів системи МТЗ МАТС за результатами обробки статистичних даних.

13. У випадку невиконання вимог до системи МТЗ МАТС необхідно розробити заходи щодо усунення причин, які приводять до невиконання вимог, а при неможливості – провести оптимальне корегування параметрів системи МТЗ МАТС.

Висновки

Методичне забезпечення аналізу й синтезу систем МТЗ МАТС безпосередньо пов'язане із принципами ієрархічності МАТС. Структура методичного забезпечення може бути представлена як сукупність методик аналізу й синтезу систем МТЗ МАТС для кожного окремого рівня: об’єкт обслуговування (рівень I); складових частин об’єкта обслуговування (рівень II); окремих агрегатів і функціональних систем (ФС) (рівень III) з різними видами й стратегіями технічної експлуатації.

Список літератури

1. Бродецкий Г.Л. Управление запасами: учеб. пособие / Г.Л. Бродецкий. – М.: Эксмо, 2008. – 353 с.

2. Кузин. Б.И. и др. Методы и модели управления фирмой / Кузин. Б.И., ЮрьевВ.Н., Шахдинаров Г.М. СПб.: Питер, 2001. – 432 с.

3. Кулаев Ю.Ф. Экономика гражданской авиации Украины. Монография / Кулаев Ю.Ф., Щелкунов В.И. – 2-е изд., дополн. и перераб. – К: «Феникс», 2010 – 736 с.

УДК 656.7.072.64(043.2)

Е.В. Богайская, аспирант, Т.Ю. Крамаренко, аспирант, А.В. Данилейко
(Национальный Авиационный Университет, Украина, г. Киев)

ОПТИМИЗАЦИЯ ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ ТРАНСФЕРНЫХ ПАССАЖИРОВ И ИХ БАГАЖА В АЭРОПОРТАХ УКРАИНЫ

Проведен анализ технологического обслуживания трансферных пассажиров и их багажа в украинских аэропортах, выделены важнейшие проблемы на пути развития, повышения уровня качества услуг и эффективной деятельности аэропорта "Борисполь" как узлового.

Быстрое развитие авиационных перевозок, поступление на воздушные линии новых современных транспортных самолетов требует систематического совершенствования организации и оснащения аэропортов, чтобы создать благоприятные условия для увеличения их пропускной способности путем сокращения времени, необходимого на обслуживание пассажиров и самолетов, становится очевидным важность повышения уровня механизации и автоматизации процессов.

В связи с этим возникла необходимость совершенствования оформления пассажиров, груза, почты, багажа и полетно-перевозочной документации; снижения емкости расчетных операций по коммерческому и техническому обеспечению; автоматизации информационных потоков в технологических процессах различных служб аэропорта; введения технических средств индикации выполненных операций; упрощения учета, оформления регистрации документов по всем службам; обеспечения четкого планирования распределения заданий по трудоемкости работ между службами, бригадами, исполнителями.

Развитие транзитных перевозок выгодно как авиакомпаниям, так и аэропортам, и процесс развития таких перевозок взаимозависим – аэропорт должен предоставить пассажирам соответствующую инфраструктуру и услуги, а авиаперевозчик – привезти в аэропорт пассажиров. Для крупных региональных аэропортов процесс трансферных перевозок очень перспективен. Дополнительный пассажиропоток, дополнительная выручка от сопутствующих услуг – это рост доходов от авиационной и неавиационной деятельности аэропорта.

Примечание: В соответствии с новыми Правилами воздушных перевозок пассажиров и багажа, вступившими в действие 25 января 2013 года: *транзитный пассажир* - пассажир, который в соответствии с договором воздушных перевозок дальше перевозится тем самим рейсом, которым он прибыл в промежуточный аэропорт; *трансферный пассажир* - пассажир, который в соответствии с договором воздушных перевозок направляется в пункт трансфера (пересадки) одним рейсом, а дальше перевозится другим рейсом того же или другого перевозчика.

Все крупнейшие аэропорты мира по сути дела являются хабами, т. е. есть огромными пересадочными узлами. Мировые аэропорты-гиганты (Дубай, Сеул, Франкфурт, Сингапур, и др.) проводят постоянную работу с авиаперевозчиками по наращиванию частоты полетов на существующих направлениях, их расширению. За счет применения сквозных тарифов, современному развитию трансферных зон терминалов аэропортов, оптимизации и совершенствования технологических процессов осуществляется сокращение времени стыковки между рейсами, а также прохождение пассажирами технических процедур и контроля безопасности за минимальное время с максимальным комфортом. Для удобного пребывания, непосредственно в существующих трансферных залах аэропортов, пассажирам предлагают огромный перечень услуг и сервисов – отели, кинотеатры, банкоматы размена валют, спа-салоны, фитнес-залы, не говоря уже о привычных всем ресторанах и магазинах.

Большинство российских и украинских аэропортов не могут похвастаться высокими показателями транзитного пассажиропотока, что обусловлено вовсе не географическим положением аэропортов, а их сервисом. Путь трансферного пассажира в аэропортах России и Украины похож на лабиринт с множеством препятствий, при этом нужно проследить, чтоб багаж улетел вместе с его владельцем. В этих аэропортах пассажиру комфортней быть сначала прилетающим пассажиром, а потом вылетающим, чем трансферным. Именно поэтому в статистике перевозок этих аэропортов доля трансферных пассажиров очень мала. И соответственно, в статистику включены далеко не все пассажиры, для которых вышеупомянутые аэропорты являются пунктом пересадки.

Теперь подробнее остановимся на аэропортах Украины. Для начала рассмотрим самый крупный аэропорт Украины – международный аэропорт «Борисполь».

В 2011 году в этом аэропорту терминал *B* был модернизирован в первый в Украине трансферный терминал, объединивший «под одной крышей» обслуживания пассажиров внутренних и международных рейсов. По итогам работы за 2011 год удалось значительно увеличить число трансферных пассажиров – это 1416,4 тыс. пас., по сравнению с 2010 годом, когда этот показатель составил 652,1 тыс. пас (рис.1). Официальную статистику пассажиропотоков за 2012 год аэропорт ещё не предоставил.

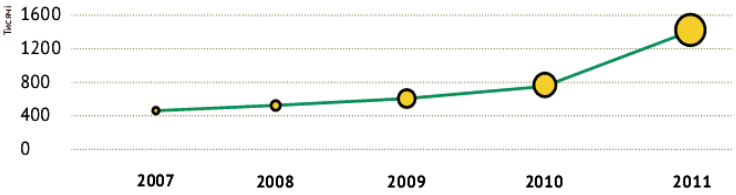


Рис.1. Количество трансферных пассажиров
аэропорта "Борисполь", 2007-2011 гг.

Аэропорт «Борисполь» стал первым аэропортом страны, в котором с 30 ноября 2012 года внедрили новую технологию обслуживания трансферных пассажиров и багажа. Эта технология была отработана во время проведения ЕВРО-2012 и усовершенствована с учетом опыта ведущих аэропортов Европы. Упрощение заключается в том, что трансферным пассажирам, зарегистрированным до конечного пункта путешествия, не нужно получать багаж и заново регистрировать его в терминале вылета. После осуществления необходимых процедур таможенного контроля и контроля на авиационную безопасность багаж будет перегружен на стыковочный рейс для доставки в аэропорт назначения. Получать багаж пассажиру придется только в том случае, если у него имеются товары, подлежащие таможенному декларированию. По решению некоторых авиакомпаний, с целью создания комфортных условий для пассажиров, будет осуществляться доставка трансферных пассажиров от борта воздушного судна к терминалу отправки на отдельном перронном автобусе.

Новые правила обслуживания трансферных пассажиров в аэропорту «Борисполь» немного сократить время и упростить этапы прохождения формальностей, улучшит уровень обслуживания в аэропорту, но новая технология действовала недолго. В связи с изменениями в Таможенном кодексе Украины от такой практики пришлось отказаться и пассажиры опять стали забирать багаж и регистрировать его на стыковочный рейс самостоятельно.

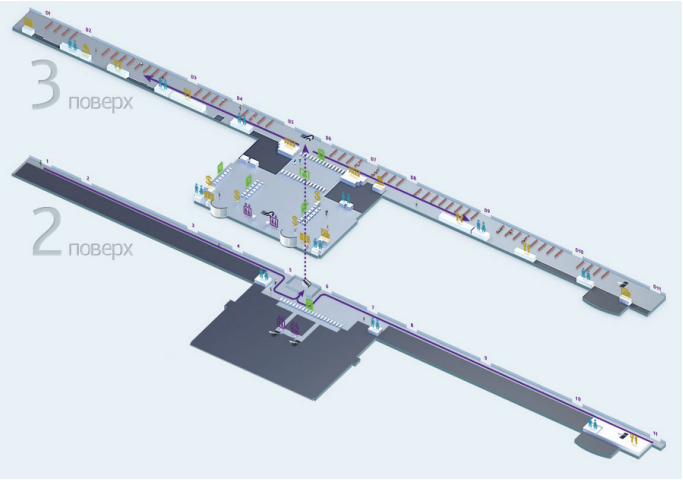


Рис.2. Схема передвижения трансферных пассажиров в терминале D Международного аэропорта "Борисполь".

Не так давно в аэропорту «Борисполь» был введен в эксплуатацию терминальный комплекс D, в который сейчас активно привлекают авиаперевозчиков. При этом базовые перевозчики «Борисполя» - «АэроСвит» и МАУ заявляли о неготовности перейти в новый терминал из-за того, что он

не обеспечивает стыковок внутренних и международных рейсов. Но руководство аэропорта поставило авиакомпании перед фактом перевода их в терминал D.

Тем не менее, в скором времени планируют закрыть новый терминал D на достройку, так как, по словам ведущей авиакомпании "МАУ", здесь невозможно осуществлять полноценные транзитные перевозки. Также, в нем не предусмотрена трансферная зона и нет возможности принимать внутренние рейсы. Не смотря на то, что в этот терминал перешло уже восемь авиакомпания, пассажиры жалуются на практически полное отсутствие неавиационных услуг – нет ни кафе, ни киосков с прессой, ни информационных стоек, из общепита есть только стойка с питьевой водой.

За последние два года существенное развитие отмечено в столичном аэропорту "Киев" (Жуляны). В новом международном терминале "*B*" в скором времени планируется открытие зала для внутренних авиалиний. Выбранная аэропортом концепция развития аэровокзального комплекса "все под одной крышей" предусматривает, что новый аэровокзал будет интегрирован с существующим международным терминалом А. Это позволит пассажирам выполнять пересадку с международного рейса на внутренний и наоборот, преодолев всего несколько десятков метров, а также значительно улучшит качество предоставляемых услуг авиапутешественникам на внутренних рейсах.

Выводы

В результате проведенного анализа можно сделать выводы, что наконец-то МГА «Борисполь» начал развиваться как узловой аэропорт. И важно, чтоб начало этого развития не замерло на нынешней позиции надолго. Украина может стать транзитной страной, не только по своему географическому положению, но и по пассажиропотоку, особенно на авиационном транспорте. Важно обеспечить высокий уровень и скорость обслуживания трансферных пассажиров, а также удобные и более выгодные стыковочные рейсы как в стоимостном, так и во временном аспектах.

Список литературы

1. http://news.mail.ru/inworld/ukraina/ua_north/107/economics/11044412/ - новости Информационного агентства «Українські національні новини».

2. http://fbc.net.ua/ru/news/transport/v_aeroportu_borispol_budet_vnedrena.html - сайт телеканала «Первый деловой».

3. http://kbp.aero/ru/about/maps/ - интерактивная карта международного аэропорта «Борисполь»

4. http://cfts.org.ua/news/49456 - сайт независимого информационно-консалтингового центра «Центр транспортных стратегий»

5. http://www.aviaport.ru/news/2013/02/14/249254.html - статья на сайте отраслевого агентства «АвиаПорт»

УДК 656.71:502.7

О.М. Білякович, к.т.н.,О.І. Олефір, к.т.н.,
Т.І. Кузьменко, Л.В. Курбет
(Національний Авіаційний Університет, Україна, м. Київ)

ВПЛИВ КОНСТРУКТИВНИХ ФАКТОРІВ АВІАЦІЙНОЇ НАЗЕМНОЇ ТЕХНІКИ НА ВЕЛИЧИНУ КОЕФІЦІЄНТУ ЗЧЕПЛЕННЯ

Проаналізовано проблему визначення коефіцієнту зчеплення пневматиків коліс повітряних суден із поверхнею злітно-посадкових смуг. На отримання точних даних впливає цілий ряд технологічних факторів, які необхідно враховувати для модернізації існуючих та проектування нових установок по вимірюванню коефіцієнту зчеплення.

В деяких експлуатаційних умовах, таких як наявність на злітно-посадковій смузі (ЗПС) снігу, ожеледі чи води, особливо при великих швидкостях руху повітряних суден під час зльоту чи посадки, занепокоєння викликає значення коефіцієнту зчеплення між пневматиками повітряного судна (ПС) та поверхнею ЗПС. Особливо це питання важливе для великих реактивних літаків, так як вони мають досить великі швидкості посадки та злету, і в деяких випадках довжина злітно-посадкової смуги, що необхідна, наближається до критичних значень по відношенню до існуючої в наявності. Тому характеристика гальмування таких літаків значною мірою залежить від зчеплення між пневматиками ПС та поверхнею ЗПС. Інциденти та авіаційні пригоди, що пов'язані із викочуванням літаків за межі злітно-посадкової смуги, показують, що у більшості випадків основною причиною або одним із супутніх факторів були недостатні характеристики зчеплення пневматиків із поверхнею посадкової смуги.

Одним із можливих варіантів рішення даної проблеми є попередження пілотів про існуючу ситуацію на ЗПС. Із цією метою в аеропортах експлуатується спеціальна техніка, яка призначена для практичного та оперативного визначення коефіцієнту зчеплення.

В наш час відомо дві принципові схеми виконання наземних технічних засобів для вимірювання коефіцієнта зчеплення: автономний причеп та навісний пристрій до автомобіля. У причіпних пристроях навантаження на вимірювальне колесо визначається вагою причепа або, як у навісних пристроях, спеціальним амортизуючим вантажем. Причіпні пристрої, як правило, мають меншу швидкість вимірювання коефіцієнту зчеплення, ніж навісні. Привід гальмівного моменту на вимірювальне колесо у причіпних пристроїв здійснюється від бокових коліс причепа, а у навісних - від основних коліс автомобіля при допомозі карданної або ланцюгової передачі.

Взаємозв'язок вимірювального та ведучого коліс приводить до перерозподілу величини проковзування коліс, тобто під час вимірювання коефіцієнта зчеплення вимірювальне колесо рухається із від'ємним проковзуванням, а ведучі колеса - із позитивним.

Ступінь проковзування вимірювального та ведучого коліс залежить від навантажень на колесо. У причіпних пристроїв навантаження на усі колеса постійна, тому ступінь проковзування коліс у них є визначеною та постійною. У пристроях, які навішуються на автомобіль, величина проковзування змінна, так як навантаження на вимірювальне колесо визначається вагою тарувального вантажу, а навантаження на колеса автомобіля визначається вагою автомобіля і залежить від кількості пасажирів, запасу пального тощо.

Зміна величини проковзування колеса впливає на величину коефіцієнта зчеплення. З цієї точки зору причіпні пристрої мають перевагу перед навісними. Однак навісні вимірювальні пристрої забезпечують більшу оперативність під час оцінки стану поверхні покриттів у порівнянні з причіпними. Навісні вимірювальні пристрої можуть бути встановлені на машинах «супроводження», «керівника польотів», «аеродромної служби» та інших, які постійно знаходяться на аеродромних покриттях у зоні польотів.

Вплив зміни навантаження на ведучі колеса автомобіля з навісним вимірювальним пристроєм, яке викликає зміну ступеня проковзування коліс, відсутній на машинах, у яких режим руху вимірювального колеса задається автономним механізмом, який не зв'язує вимірювальне колесо с колесами автомобіля. Такий механізм використовується на французькому страдографі «Аеродром», де режим гальмування вимірювального колеса задається за допомогою притискання колодок. Величина зусилля притискання гальмівних колодок та відповідно відсоток проковзування колеса регулюються з допомогою комп'ютера. Величина опору коченню визначається під час вільного руху вимірювального колеса і потім з допомогою комп'ютера вираховується із сумарного опору руху колеса. У цьому випадку отриманий коефіцієнт зчеплення буду дещо нижчим за істинне значення.

На величину коефіцієнта зчеплення, який вимірюється з допомогою наземних засобів, впливає також принципова схема установки вимірювального датчика. Відомо дві схеми: установка датчика на вимірювальне колесо та установка датчика між рамою вимірювального колеса та рамою всієї установки. У першому випадку датчик вимірює крутний момент, у другому - поздовжню силу, яка діє на вимірювальне колесо.

У відповідності до вимог ІКАО вимірюючим параметром має бути поздовжня сила, яка діє на колесо, але в агрегатах шведського виробництва використовується перша схема установки датчика.

На шведському скіддометрі "Сааб Фрікшн Тестер" встановлено два тензометричних датчика: один на вимірювальному колесі, що навантажується моментом тертя; другий – на ланцюговій передачі приводу вимірювального колеса, що навантажується поздовжньою горизонтальною силою, яка діє на колесо. Наявність на машині комп'ютера дає змогу отримувати інформацію про силу зчеплення, яка діє на колесо; опір колеса коченню, що складає різницю горизонтальної сили та сили зчеплення; коефіцієнт зчеплення та коефіцієнт опору коченню.

Недоліком даного пристрою є те, що із-за деяких конструктивних особливостей, значення коефіцієнта зчеплення, яке вимірюється на "Сааб Фрікшн Тестер" є вищим за істинне значення. Ступінь завищення значення

залежить від розподілу величини проковзування між вимірювальним колесом та колесами автомобіля.

На чеському причіпному агрегаті МК-4 рух вимірювального колеса з гальмуванням забезпечується через з'єднання карданними валами з боковими колесами великого діаметра, тому на них, як і на шведських агрегатах, присутнє розподілення сумарного проковзування між вимірювальним та боковим колесами. Вимірювальний датчик встановлено між рамою колеса та рамою причепа таким чином, що на нього діє тільки поздовжня сила опору руху вимірювального колеса. Величина сили, яка вимірюється, дорівнює різниці сил опору зчеплення та кочення колеса.

Під час руху колеса в режимі гальмування плече тертя кочення зменшується, тому опір коченню здійснює незначний вплив на величину, що вимірюється датчиком. Співвідношення діаметрів та навантажень на колесо створює режим руху вимірювального колеса з величиною проковзування 12-13%, що забезпечує отримання максимального значення величини коефіцієнту зчеплення на поверхні з малим абсолютним його значенням.

Аеродромний гальмівний візок АТТ-2 російського виробництва представляє собою двохколісний причеп. Колеса різного діаметра зв'язані між собою карданним валом. Це забезпечує сумарну величину проковзування коліс, яка дорівнює 21%, причому ведучим колесом реалізується 7-8%, вимірювальним 13-14%. Поздовжня складова від суми сил зчеплення ведучого та вимірювального коліс сприймається тензометричним датчиком, що встановлений між рамою причепа, яка жорстко зв'язана із колесами, та боковою тягою дишла. Опір коченню коліс визначається під час руху візка АТТ-2 із вимкненою блокуючою муфтою і потім віднімається від величини, що вимірюється, за рахунок попереднього натягання датчика. Таким чином, датчик вимірює середню величину між силами зчеплення ведучого та вимірювального коліс, що відповідає зоні максимальних значень коефіцієнтів зчеплення для поверхонь, які покриті льодом чи ущільненим снігом.

Проведений аналіз впливу основних факторів на значення величин коефіцієнтів зчеплення, які вимірюються, дає змогу сформулювати наступні положення, виконання яких, під час створення наземних технічних засобів для оцінки гальмівних властивостей покриттів, забезпечить отримання більшого ступеня відповідності у значеннях величин коефіцієнтів зчеплення, які встановлюються різними засобами:

- підведення гальмівного моменту до вимірювального колеса повинно бути автономним;
- режим гальмування колеса має забезпечувати рух колеса з такою величиною проковзування, при якій досягається максимальне значення коефіцієнта зчеплення для даного стану поверхні;
- параметром, який вимірюється, має бути поздовжня сила зчеплення колеса;
- конструкція пристрою має виключати вплив опору кочення на параметр, що визначається;
- нормальне навантаження на колесо має бути автономним;

- нормальне навантаження на колесо, діаметр та тиск у шині, рисунок протектора шини та швидкість вимірювання мають бути розроблені та рекомендовані ІКАО у вигляді однозначних величин.

У пристроях для загального користування на аеродромах привід вимірювального колеса може здійснюватися від коліс автомобіля але відповідність величин що вимірюються буде досягнута при встановленні ІКАО додаткових однозначних вимог до автомобіля та ступеня розподілу величин проковзування вимірювального та бокових коліс.

Відомо три рівня зчеплення:

a) *проектний рівень,* який визначає мінімальний рівень зчеплення для щойно побудованих ЗПС або ЗПС із відновленим покриттям;

b) *рівень зчеплення, який враховується під час ремонту,* нижче якого слід передбачити корегуючу дію під час обслуговування;

c) *мінімальний рівень зчеплення,* нижче якого потрібно надавати інформацію про те, що мокра ЗПС може бути слизькою та необхідно мати корегуючі пристрої.

Вкрай бажано перевіряти характеристики зчеплення на ЗПС зі штучним покриттям більше ніж на одній швидкості для отримання достатньої інформації про характеристики зчеплення на мокрій ЗПС. У зв'язку з цим необхідно зазначити, що на мокрій ЗПС вплив недостатньої макротекстури та мікротекстури може бути не виявлено, якщо перевірка буде проводитися тільки на одній швидкості.

Оскільки значення коефіцієнта зчеплення надто залежить від текстури поверхні, причиною його зміни може бути різний будівельний матеріал та різні методи будівництва. Окрім того, деякі ділянки ЗПС використовуються частіше за інші або мають нашарування гуми, причому усе це впливає на зміну основної величини коефіцієнту зчеплення. Із цього можна зробити висновок, що вимірювання необхідно проводити по усій довжині ЗПС. Для того щоб врахувати необхідну ширину, вимірювання слід проводити за двома маршрутами, а саме: вздовж лінії, яка розташована приблизно на відстані 3 м по обидва боки від осьової лінії ЗПС, або на такій відстані від осьової лінії, на якій відбувається більша частина польотів. На ЗПС, які обслуговують одночасно широко- та вузькофюзеляжні літаки, вимірювання слід проводити на відстані 5 м від осьової лінії ЗПС по обидва боки від неї.

Для того щоб зменшити різницю показників вимірювання зчеплення, яка є наслідком різних прийомів, які використовуються для обробки поверхні, вимірювання слід здійснювати в обох напрямках, внаслідок чого знаходити середню величину. Якщо дані вимірювань, які отримано у різних напрямках, суттєво відрізняються, слід вияснити причину. Окрім того, якщо вимірювання зчеплення проводяться по лінії на відстані 5 м від краю ЗПС, то отримані дані про незношену та незабруднену поверхню будуть зрівнюватися із центральною частиною ЗПС, де пролягає колія (колії) шасі літаків, що теж дасть відповідну похибку. Тож потрібно враховувати усі перераховані похибки, щоб мати можливість отримувати та надавати більш точні дані щодо коефіцієнта зчеплення на злітно-посадкових смугах аеропортів.

УДК 656.7.076:355.587(043.2)

О.А. Удод, аспирантка
(Национальный авиационный университет, Украина, г. Киев)

АВИАЦИОННЫЕ СПАСАТЕЛЬНЫЕ ТЕХНОЛОГИИ РЕАГИРОВАНИЯ НА ЧРЕЗВЫЧАЙНЫЕ СИТУАЦИИ

Рассмотрено основную авиационную технику, которая применяется при проведении аварийно-спасательных работ в чрезвычайных ситуациях. Также, наиболее характерные аэромобильные спасательные комплексы, нашедшие широкое практическое применение в последние годы.

На сегодняшний день в мире повысилось число чрезвычайных ситуаций (ЧС), сложившихся в результате аварий, опасного природного явления, катастроф, стихийного бедствия, которые влекут за собой человеческие жертвы, значительные материальные потери и нарушение условий жизнедеятельности людей. Осуществлению экстренного реагирования на чрезвычайные ситуации способствует развитие современных авиационных технологий спасения как наиболее эффективных способов реагирования на чрезвычайные ситуации и спасения людей [1]. Опыт работы показывает, что ни одна серьёзная поисково-спасательная операция по ликвидации последствий чрезвычайных ситуаций не проводится без применения авиации. Современный парк специальных самолетов и вертолетов МЧС Украины позволяет создавать авиационную группировку для пожаротушения, спасения людей в труднодоступных местах и на воде, организовывать воздушные пункты управления, ведения инженерной, радиационной и химической разведки, оказывать экстренную медицинскую помощь в крупных мегаполисах и т.д. [2]

Цель аварийно-спасательных работ (АСР) в возможно короткие сроки спасти и оказать помощь пострадавшим, локализовать источники поражения, снизить потери, материальный и экологический ущерб, создать условия для восстановления функционирования организаций и жизнедеятельности населения. В первую очередь население обеспечивается водой, продуктами питания, жильём, предметами первой необходимости, медицинскими услугами и средствами, коммунально-бытовыми услугами, транспортом и информацией [1,3].

При всем многообразии сценариев развития ЧС проведение АСР осуществляют примерно по следующей схеме:

- проводят поиск и уточнение места ЧС, организовывают устойчивую связь между спасательными службами;
- производят доставку аварийно-спасательных формирований и необходимого оборудования к месту ЧС;
- выполняют АСР с учетом особенностей местности;
- оказывают первую медицинскую помощи пострадавшим;
- транспортируют пострадавших в медицинское учреждение.

Способы и технологии ведения АСР и спасения пострадавших в условиях конкретной ЧС определяются на основе данных разведки и оценки

обстановки непосредственно на местах нахождения пострадавших. Каждому виду ЧС свойственны свои способы и технологии ведения АСР [2,3].

Для успешного проведения спасательных работ важное значение имеет доставка спасательных формирований на место ЧС в кратчайшие сроки. Авиационные подразделения МЧС состоят из органов управления, парка авиационных средств и систем наземного авиационного обеспечения. Для спасательных работ могут применяться такие авиационные средства как: самолеты Ил-76ТД (транспортно-десантные и пожарные), Ан-74П (универсальные транспортные самолеты короткого взлета и посадки), Як-42Д и Ил-62М (воздушные пункты управления, оснащенные специальной связью, а также предназначенные для перевозки людей и выполнения специальных полетов); авиационный комплекс оперативного контроля и выявления обстановки на базе самолета типа Ил-20; вертолетный комплекс экстренного реагирования на базе вертолетов Ми-8МТВ-3, Ми-8МТВ-5, Ка-32А; легкие авиатранспортабельные вертолеты типа "Ансат", Ка-226 и Во-105 [2].

Для оперативного реагирования на ликвидацию ЧС разработаны и успешно применяются аэромобильные спасательные комплексы (АСК). Они способны проводить спасательные операции и гуманитарные акции в различных климатогеографических условиях, в любое время года и суток. АСК представляют собой сложные системы, объединяющие технические возможности спасательной и авиационной техники в сочетании с высоким уровнем профессиональной подготовки спасателей и летных экипажей и чёткой организацией их взаимодействия в ходе проведения поисково-спасательных работ. Состав аэромобильных спасательных комплексов в зависимости от видов и масштабов ЧС, а также от поставленной задачи, может быть оперативно изменен.

Основу аэромобильных спасательных комплексов составляет один или несколько транспортных самолётов типа Ил-76, которые выполняют в основном задачи по доставке составляющих комплексов и в тоже время могут решать такие самостоятельные задачи, как тушение очагов пожара, поиск и обнаружение потерпевших, эвакуация пострадавших из зоны ЧС.

Рассмотрим наиболее характерные варианты АСК, которые в последние годы нашли широкое практическое применение и показали высокую эффективность при решении задач по ликвидации последствий ЧС [4].

Первый вариант АСК — это аэромобильный поисково-спасательный комплекс, в состав которого входят:

- спасательные вертолёты лёгкого класса типа Бк-105 (Бк-117), которые имеют оптимальные габаритные размеры и складывающиеся лопасти, обеспечивающие возможность их транспортировки в самолёте Ил-76 (время подготовки к вылету данных вертолётов после выгрузки из самолёта не превышает 20 минут);
- автомобильная аварийно-спасательная техника повышенной проходимости;
- специальное спасательное снаряжение и инструмент;
- системы жизнеобеспечения;
- группы профессиональных спасателей, медиков, кинологов и других специалистов.

Данный вариант АСК является основным и хорошо зарекомендовавшим себя при работах на региональных, федеральных, трансграничных ЧС, а также при проведении международных спасательных акций и гуманитарных миссий и способен выполнять задачи по предназначению, автономно, сроком до 2 недель.

Второй вариант АСК — это аэромобильный госпиталь, в состав которого входят:

- вертолёт лёгкого класса типа Бо-105 (Бк-117), легко трансформируемый из аварийно-спасательного в санитарный вариант;
- аэромобильный госпиталь со средствами жизнеобеспечения;
- автомобильная техника повышенной проходимости;
- группа квалифицированного медицинского персонала и спасатели.

Данный вариант АСК применяется, в основном, при федеральных и трансграничных ЧС, с большим количеством пострадавших. Это, как правило, результаты стихийных бедствий — наводнений, землетрясений, а также последствий международных конфликтов.

Третий вариант АСК — это десантируемый аэромобильный спасательный комплекс. В этом случае самолёт Ил-76 оснащается штатным десантным оборудованием для десантирования грузовых платформ типа П-7. Этот вариант АСК обеспечивает экстренную доставку аварийно-спасательной техники, средств жизнеобеспечения, медиков и спасателей к месту ЧС методом парашютного десантирования грузовых платформ, на которых устанавливается автомобильная техника повышенной проходимости, основные элементы аэромобильного госпиталя со средствами жизнеобеспечения.

Четвертый вариант АСК предназначен для экстренной доставки парашютным способом спасательных средств и средств жизнеобеспечения, грузов гуманитарной помощи на малогабаритных парашютно-грузовых системах типа ПГС-500 и ПГС-1000 с высот от 300 до 6000 м. Высотное десантирование, как правило, применяется в условиях высокогорья и в зонах международных и гуманитарных конфликтов.

На сегодняшний день весьма актуальной остается проблема обеспечения безопасности на водных акваториях, где применяется пятый вариант АСК. Это десантируемый комплекс, предназначенный для экстренной доставки групповых спасательных плавсредств терпящим бедствие на акваториях мирового океана. В этом случае на самолёт Ил-76 устанавливается штатное напольное оборудование, на котором размещаются парашютногрузовые системы типа ПГС-1000 с установленными на них спасательными плавсредствами. Максимальное количество десантируемых платформ — 26, по 4 плота типа ПСН-10МК на каждой [4].

Значительным шагом в развитии аэромобильных спасательных комплексов может стать оснащение МЧС Украины самолетами-амфибиями Бе-200ЧС и “Динго”.

Отдельно хотелось бы остановиться на новейшей разработке – самолете-амфибии “Динго”. Он оснащен шасси на воздушной подушке и предназначен для осуществления регулярных грузо-пассажирских транспортных операций с полезной нагрузкой около 800 кг, (до 9 пассажиров) в условиях отсутствия развитой аэродромной инфраструктуры с минимальной зависимостью от состояния аэродрома. С его помощью возможно решить

задачи по доставке грузов и спасателей в места ЧС, которые на данный момент, решаются с помощью вертолетов, что приводит к большими эксплуатационными затратами. “Динго” способен осуществлять взлет и посадку с любого вида поверхности, в том числе с грунта, песка, дерна, снега, льда, болота, воды. Он может пересекать отмели и канавы, преодолевать уступы и систематические неровности высотой до 0,35 метра, отдельные уступы до 0,5 метра. Самолет “Динго” может использоваться в следующих вариантах модификаций: пассажирский/грузопассажирский; санитарный (2 больных, 2 сопровождение); патрульный, с возможностью базирования на временной площадке вблизи зоны патрулирования и временем полета до 7 часов; почтово-связной; мониторинговый; поисково-спасательный, для поиска и спасения людей в экстремальных условиях, в том числе при наводнениях. «Динго» адаптирован к эксплуатации при внешней температуре от -50°С до + 45°С с аэродромов длиной 450м.

Несомненно, что по мере накопления опыта по применению аэромобильных спасательных комплексов для оказания экстренной помощи пострадавшим при различных ЧС технология их применения будет постоянно совершенствоваться, а диапазон использования расширяться [3,4].

Выводы

Почти ни одна задача по спасению человека не решается сегодня без участия авиации. Для оперативного реагирования на ликвидацию чрезвычайных ситуаций разработаны специальные аэромобильные спасательные комплексы, которые способны проводить спасательные операции в различных климатических и географических условиях, в любое время года. Мы рассмотрели наиболее характерные виды АСК, которые показали высокую эффективность при решении задач по ликвидации последствий ЧС. Немаловажную роль в развитии аэромобильных спасательных комплексов играет оснащение МЧС, рекомендуемыми нами самолетами-амфибиями типа Бе-200ЧС и “Динго”, поскольку авиация является основой, на которой строится мобильность и эффективность действий МЧС Украины.

Список литературы

1. *Касьянов Н. А.* Защита населения в условиях чрезвычайных ситуаций: учеб. пособие для студ. всех напр. обучения / Н. А. Касьянов, Ю. П. Ревенко, Ю. А. Тищенко. - Луганск: Изд-во ВНУ, 2001. – 170 с.

2. Указ Президента України від 04.03.2004 №269/2004 Про вдосконалення єдиної системи проведення авіаційних робіт з пошуку, рятування та організації захисту населення від наслідків надзвичайних ситуацій.

3. *Мажуховский Э. И.* Аварийно-спасательные и другие неотложные работы // Технологии гражданской безопасности. – 2006. – Т.3. – №2. – С. 88-92.

4. *Потапов С. А.* Аэромобильные спасательные технологии отряда // Технологии гражданской безопасности. – 2007. – Т.4. – №1. – С. 31-34.

УДК 629.7:08

В.И. Лычик
(Национальный авиационный университет, Украина)

ОБЕСПЕЧЕНИЕ БЕЗОПАСНОСТИ НАЗЕМНОГО ДВИЖЕНИЯ В АЭРОПОРТАХ

В работе приведены результаты аналитических исследований современных подходов к формированию оптимальних систем организации, управления и контроля за наземным движением воздушных судов и авиационной наземной техники в аеропортах гражданской авиации

Безопасность движения воздушных судов (ВС) и авиационной наземной техники (АНТ) на рабочей площади и площади маневрирования аэродрома в настоящее время есть одной из наиболее важных составляющих, которые непосредственно связаны с эффективным функционированием современного аэропорта.

Как свидетельствует статистика, ежегодно в аэропортах имеет место значительное количество инцидентов, связанных с повреждениями ВС спецмашинами аэропортов (СМ), возникают чрезвычайные ситуации, которые могут привести к закрытию аэропорта или столкновению АНТ и ВС при их рулении.

Одной из главных причин таких ситуаций есть несоблюдение, а, в большинстве случаев, отсутствие четких и информативных правил, которые регламентируют организацию движении ВС и АНТ в аэропортах, а также требования к должностным лицам – эксплуатантам по их обеспечению.

Вопросы системного подхода к организации наземного движения ВС и АНТ в аэропортах гражданской авиации обсуждались давно. Впервые о системном подходе начали говорить на международном уровне в 1974 году на 8-й Аэронавигационной конференции в Монреале [2], которая проводилась по линии ИКАО.

На этой конференции было впервые сформулировано ряд эксплуатационных требований к формированию самой системы управления наземным движением и контроля за ним (SMGC).

В 1979 году ИКАО были опубликованы рекомендации по проектированию и эксплуатации таких систем в виде Циркуляра 148, который назывался «Системы управления наземным движением и контроля за ним». Используя накопленную практику и опыт внедрения системы SMGC в различных аэропортах, а также обобщив материалы, содержащиеся в различных Приложениях к Конвенции о Международной организации гражданской авиации и в Правилах аэронавигационного обслуживания – Правила полетов и обслуживания воздушного движения (PANS-RAC), Совещание по аэродромам, воздушным трассам и наземным средствам (AGA), которое проводилось ИКАО в 1981 году, рекомендовало опубликовать дополнительный материал в виде руководства [3].

Следует отметить, что отраслевой документ, который регламентировал вопросы организации наземного движения ВС и АНТ в аэропортах ГА

бывшего СССР, был разработан и внедрен в 1986 году и в Украине им пользуются до настоящего времени.

Система SMGC разрабатывалась для обеспечения управления, контроля или регулирования движения ВС, АНТ и персонала по рабочей площади аэродрома. При этом, «управление» относится к средствам, информации и рекомендациям, необходимым для того, чтобы пилоты ВС и водители АНТ могли ориентироваться при движении по аэродрому и чтобы ВС и АНТ оставались в пределах наземных поверхностей или площадей, предназначенных для движения по ним. «Контроль или управление» означает меры, необходимые для предотвращения столкновений и для обеспечения плавного, непрерывного потока движения [3].

Система SMGC должна обеспечивать управление, контроль или регулирование при движении ВС от посадочной ВПП до места стоянки на перроне и от этого места до взлетной ВПП, а также при других видах движения по поверхности аэродрома. К этим видам движения может относиться, например, движение от площадки для технического обслуживания ВС до перрона или от перрона до перрона. Другими словами, область применения системы SMGC распространяется как на площадь маневрирования, так и непосредственно на перрон аэропорта.

Система SMGC включает соответствующую комбинацию визуальных средств, не визуальных средств, процедур, а также средств контроля, регулирования, организации и информации.

Системы, аналогичные SMGC, могут быть самыми разными, от очень простых систем на небольших аэродромах с незначительной плотностью движения в условиях хорошей видимости, до сложных систем, устанавливаемых на аэродромах с большой плотностью движения в условиях ограниченной видимости.

К эксплуатационным условиям, которые определяют характеристики той или иной системы SMGC относятся условия видимости, при которых обеспечиваются или планируются полеты в данном аэропорту и плотность движения.

Системы управления наземным движением и контроля за ним следует проектировать по модульному принципу, с тем, чтобы систему можно было дополнять соответствующими компонентами, когда это будет оправдано с точки зрения плотности движения (табл.1).

Таблица 1

Плотность движения	Количество взлетов и посадок	
	на ВПП	на аэродроме (в среднем)
Незначительная	15	20
Средняя	16…25	20…35
Значительная	26 и более	более 35

Для автоматизации управления наземным движением в аэропортах могут применяться аэродромные радиолокаторы (РЛС УНД). Целью применение РЛС УНД является предотвращение столкновений между ВС,

столкновений ВС, находящихся на площади маневрирования, с препятствиями на этой площади, ускорение и поддержание упорядоченного потока воздушного движения, предоставление консультаций и информации, необходимой для обеспечения безопасного и эффективного производства полетов, своевременное уведомление о ВС, которые нуждаются в помощи поисково-спасательных служб и др.

Вместе с тем системы типа SMGC, не всегда способны предоставить ВС обслуживание, необходимое для обеспечения требуемых уровней пропускной способности аэродромов и безопасности движения, особенно в условиях ограниченной видимости.

В этой связи, в настоящее время, предлагается усовершенствованная система управления наземным движением и контроля за ним (A-SMGCS). Система A-SMGCS отличается от системы SMGC тем, что усовершенствованная система может обеспечить полное обслуживание на индивидуальной основе в гораздо более широком диапазоне погодных условий, значений плотности воздушного движения и вариантов схем аэродромов[4].

Во всех случаях система A-SMGCS должна использовать общие модули исходя из конкретных потребностей каждого аэропорта и аэродрома.

Внедрение системы A-SMGCS должно быть увязано с эксплуатационными условиями, в которых функционирует аэродром. Если система не будет удовлетворять требованиям аэродрома, то это приведет к сокращению интенсивности движения ВС или может повлиять на безопасность полетов. Важно учитывать, что внедрение сложных систем не требуется и экономически не оправдано на тех аэродромах, где плотность движения, сложность конфигурации аэродрома и любое сочетание этих факторов не создают проблем для наземного движения ВС и АНТ.

Особенно важными являются вопросы связанные с организацией движения АНТ в аэропортах. Все водители СМ, которым необходимо находиться на рабочей площади аэродрома, должны пройти официальную подготовку и получить соответствующий сертификат, с целью поддержания их права на управление СМ или оборудованием тех типов, которые они будут использовать. Такая подготовка должна включать изучение всех правил и процедур, применяемых на аэродроме, и ознакомление со всеми аспектами системы A-SMGCS, которые применимы к водителям СМ, включая использование, при необходимости, радиотелефонной связи.

Всем водителям СМ, которым необходимо находиться на рабочей площади аэродрома, должны пройти обследование с целью убедиться, что они удовлетворяют необходимым медицинским требованиям, включая слух и цветовое зрение.

В аэропортах, использующих систему A-SMGCS, вся АНТ, которой необходимо находиться на рабочей площади аэродрома, должна быть оснащена оборудованием, позволяющем использовать эту систему. Однако, такое оборудование не нужно и экономически не оправдано для тех СМ, которые обслуживают ВС только на стоянке, поскольку их движение осуществляется только на стоянку после парковки ВС.

На перроне система A-SMGCS может использоваться только в тех зонах, где осуществляющие маневрирование ВС могут вступать в конфликт друг с другом или со СМ. Границы зон, которые должны быть свободными, когда стоянка является активной, могут обозначаться нанесенными краской линиями. По мере развития технологий могут внедряться другие методы защиты активной стоянки. Важно, чтобы любое новое техническое решение было гибким для обеспечения функционирования системы управления наземным движением во время руления ВС и, кроме того, обеспечивало доступ обслуживающей АНТ после парковки ВС.

Выводы

Организация наземного движения ВС и АНТ в аэропорту должна соответствовать принятой в международной практике системе аэронавигационного обслуживания воздушного движения PANS-RAS и системе SMGS управления наземным движением и контроля за ним с учетом специфических эксплуатационных потребностей аэропорта

Все аэропорты нуждаются в системах SMGS. Однако каждая такая система должна соответствовать условиям, в которых планируется эксплуатировать аэродром. Отсутствие на аэродроме адекватной системы управления наземным движением может привести к снижению интенсивности полетов в аэропорту.

Системы управления наземным движением и контроля за ним следует проектировать по модульному принципу, с тем чтобы такую систему можно было дополнять соответствующими компонентами, когда это будет оправдано с точки зрения плотности движения.

При выборе системы важную роль играют финансовые соображения, однако следует учитывать, что выбор компонентов системы и их расположения с учетом планируемого ее развития может быть на первых порах оказаться делом дорогостоящим, но в конечном итоге такое решение приведет к более рациональному использованию финансовых ресурсов.

Список литературы

1. ДСТУ 3432 – 96. Авіаційна наземна техніка. Терміни та визначення.
2. ICAO Doc.4444. Правила аэронавигационного обслуживания.
3. ICAO Doc.9476 – AN/927. Руководство по системам управления наземным движением и контроля за ним. – ИКАО: Издание первое – 1986.
4. ICAO Doc.9830 – AN/452 Руководство по усовершенствованным системам управления наземным движением и контроля за ним (A-SMGCS). – ИКАО: Издание первое – 2004.

УДК 621.295.762

О.П. Уманский, д.т.н., проф., М.С. Стороженко, к.т.н., доцент
(Национальный авиационный университет, Украина, Киев)
В.В. Акопян, аспирант
(Институт проблем материаловедения, Украина, Киев)

УПРОЧНЕНИЕ ДЕТАЛЕЙ АВИАЦИОННОЙ НАЗЕМНОЙ ТЕХНИКИ ГАЗОТЕРМИЧЕСКИМИ ПОКРЫТИЯМИ СИСТЕМЫ TiB_2-(Fe-Mo)

Получены плазменные и детонационные покрытия системы TiB_2-(Fe-13мас.%Mo) с различным соотношением металлической и тугоплавкой составляющей. Исследовали их структурно-фазовый состав и износостойкость в условиях абразивного изнашивания.

Свойства рабочих поверхностей деталей и конструктивных элементов авиационной наземной техники являются определяющими факторами их эксплуатационной надежности и срока работы. Увеличение срока эксплуатации деталей спецмашин можно обеспечить подбором материала детали или создания на поверхности этих деталей покрытий, которые защищают их от изнашивания, действия высоких температур, агрессивных сред, и т.д.

Одним из перспективных способов нанесения покрытий остается газотермическое напыление (ГТН). Высокотехнологичными и перспективными способами нанесения покрытий являются методы газопламенного напыления (ГПН), высокоскоростного газопламенного напыления (HVOF), плазменного напыления (ПН), детонационно-газового напыления (ДГН) и электродуговой металлизации (ЭДМ). Технологии газотермического напыления характеризуются высокой производительностью, позволяют наносить покрытия из металлов, сплавов, тугоплавких соединений, металлокерамики.

Сегодня для нанесения износостойких газотермических покрытий широко применяют порошки на основе тугоплавких соединения титана в комплексе с металлической связкой. В Институте проблем материаловедения им. И. М. Францевича НАН Украины разработаны износостойкие композиционные материалы системы TiB_2-(Fe-13мас.%Mo). Структура разработанных материалов ТБФМ состоит из зерен диборида титана, сложных боридов титана, молибдена и железа и металлической фазы на основе железа (рис.1). Композиционные материалы ТБФМ характеризуются высоким уровнем износостойкости в условиях трения скольжения и абразивного изнашивания.

Данная работа посвящена исследованию влияния метода газотермического напыления на особенности формирования структуры и триботехнических свойств покрытий системы TiB_2-(Fe-Mo). Для этого наносили покрытия плазменным и детонационным способом из разработанных композиционных порошков ТБФМ.

Сущность детонационного напыления заключается в ускорении и одновременном нагреве напыляемых частиц с помощью взрыва с последующим контактом частиц порошка и упрочняемой детали. В результате

происходит устойчивое механическое сцепление подложки и наносимого материала. К существенным преимуществам детонационного метода относится высокая плотность и адгезия покрытий, незначительный нагрев подложки по сравнению с другими методами (обычно ≤250°С).

Сущность плазменного напыления заключается в том, что в высокотемпературную плазменную струю подаётся распыляемый материал, который нагревается, плавится и в виде двухфазного потока направляется на подложку. При ударе и деформации происходит взаимодействие частиц с поверхностью основы или напыляемым материалом и формирование покрытия.

Для напыления детонационных и плазменных покрытий в работе методами порошковой металлургии получали композиционные порошки системы TiB_2-(Fe-13мас.%Mo) с различным содержанием металлической фазы: 20, 40, 60, 80 мас.% (ТБФМ20, ТБФМ40, ТБФМ60, ТБФМ80 соответственно). Для этого исходные порошки диборида титана, железа и молибдена смешивали в планетарной мельнице в течение трех часов в среде ацетона. После этого полученную шихту прессовали, а затем спекали при 1450-1500 ºС в вакуумной печи. Полученные спеки дробили механическим способом и просеивали через сито. Для напыления детонационных покрытий отбирали фракцию порошка -63+40 мкм; для плазменного напыления -100+63 мкм.

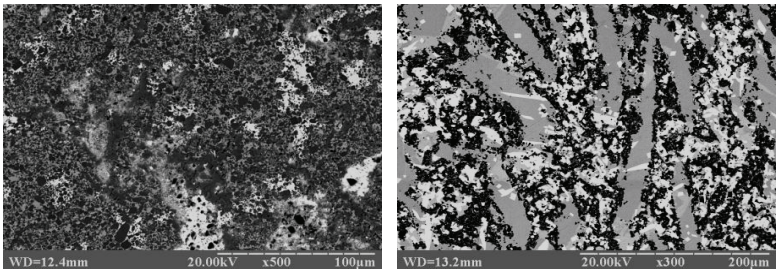
Полученные порошки являются конгломератами, содержащими как тугоплавкую так и металлическую фазы. При напылении таких порошков не происходит разделения компонентов из-за разного удельного веса и скорости, что способствует получению равномерной структуры газотермических покрытий.

Детонационно-газовое напыление покрытий осуществляли на установке «Днепр – 5 МА», которая была разработана в ИПМ НАНУ. В качестве рабочих газов использовали ацетилен, кислород и воздух.

Плазменные покрытия наносили используя плазменную установку УПУ-3Д-М с камерой-манипулятором 15ВБ. В качестве плазмообразующего газа использовали смесь аргона и водорода.

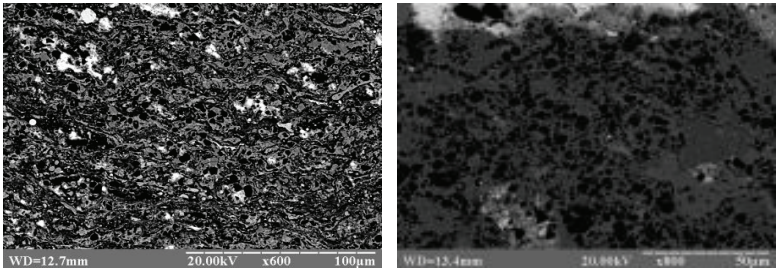
В работе проводили детальные исследования структурно-фазового состава полученных покрытий ТБФМ методом микрорентгеноспектрального анализа на электронном микроскопе РЭМ-106. Газотермические покрытия системы TiB_2-(Fe-13мас.%Mo) представляют собой гетерофазный материал с характерной ламельной структурой (рис.2). При напылении композиционных порошков ТБФМ плазменным и детонационным способом в покрытиях реализуется структурно-фазовый состав композиционных материалов ТБФМ. По данным химического и микрорентгеноспектрального анализа структура детонационных и плазменных покрытий ТБФМ состоит из зерен диборида титана (черные зерна), сложных боридов титана, молибдена и железа (включения белого цвета) и металлической фазы, которая представляет собой твердый раствор молибдена в железе.

Следует отметить, что структура детонационных покрытий ТБФМ более мелкодисперсная по сравнению со структурою покрытий ТБФМ, полученных плазменным напылением. Кроме того, структура детонационных покрытий ТБФМ характеризуется более равномерным распределением зерен тугоплавкой фазы по сравнению с композитами ТБФМ

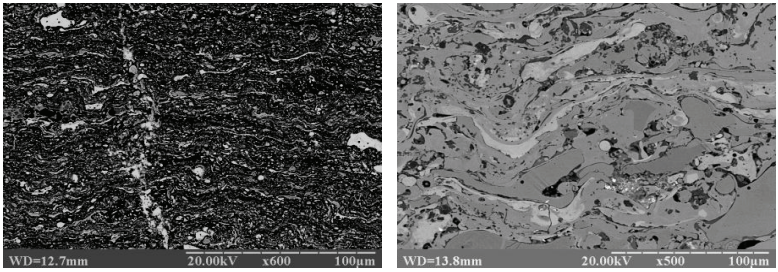


а б

Рис.1. Структура композиционных материалов ТБФМ:
а - ТБФМ40; б - ТБФМ80;



а б



в г

Рис.1. Структура газотермических покрытий ТБФМ:
а - детонационное покрытие ТБФМ40; б - плазменное покрытие ТБФМ40;
в - детонационное покрытие ТБФМ80; г - плазменное покрытие ТБФМ80;

В работе исследовали влияние метода напыления и количества металлической связки на износостойкость полученных покрытий в условиях абразивного изнашивания. В качестве абразивной среды использовали порошок карбида кремния размером 0,5-1 мм. Результаты триботехнических испытаний представлены на рис. 3.

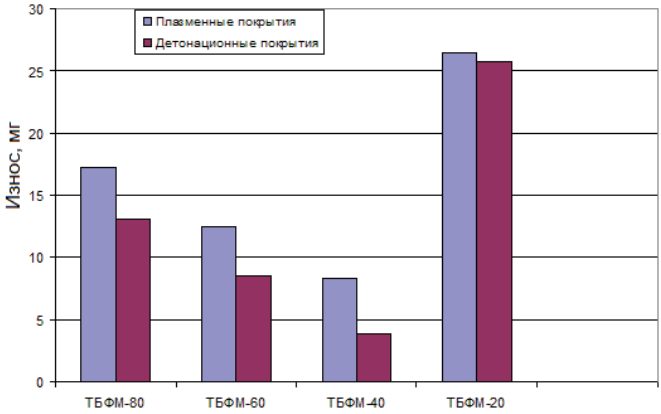


Рис. 3. Износ газотермических покрытий ТБФМ
в условиях абразивного изнашивания

Наибольшими значениями износа характеризуются детонационные и плазменные покрытия из композиционного материала ТБФМ20. Вероятно, это связано с тем, что в структуре покрытий недостаточно металлической связки, что приводит к хрупкости покрытия и интенсивному выкрашиванию отдельных зерен боридов при соударении с абразивными частицами. Газотермические покрытия ТБФМ40 имеют наименьшие значения износа. С одной стороны, покрытия ТБФМ40 содержат значительное количество твердых зерен боридов, а с другой стороны - количества металлической фазы достаточно для того чтобы удерживать зерна тугоплавкой фазы в структуре покрытия. С дальнейшим увеличением количества металлической фазы в структуре плазменных покрытий ТБФМ возрастает их износ.

Следует отметить, что детонационные покрытия ТБФМ имеют более высокую износостойкость по сравнению с плазменными покрытиями ТБФМ, что может быть связано с более плотной и мелкодисперсной структурой покрытий, получаемых детонационным напылением.

Выводы

В работе получены плазменные и детонационные покрытия из композиционных порошков ТБФМ системы TiB_2-(Fe-13мас.%Mo). Выявлено, что в условиях абразивного изнашивания детонационные покрытия ТБФМ характеризуются более высокой износостойкостью по сравнению с плазменными покрытиями из-за более плотной и мелкодисперсной структуры.

UDC 667.637.22 (043.2)

Ye. Puhachevska, assistant, O.Vronska, student
(National aviation university, Ukraine, Kyiv)

PLASMA COATINGS ON THE BASIS OF REFRACTORY BORIDES FOR AVIATION EQUIPMENT DETAILS REINFORCEMENT

The structure and tribotechnical properties of plasma coatings on titanium-chromium diboride basis with nickel-chromium binder have been investigated. The comparative analysis of the developed coatings and PKhChTN30 alloy tribotechnical properties has been carried out.

The analysis of modern machines and mechanisms failures and malfunctions shows that surface strength of materials at friction is the main factor, which determines their reliability and service life. A big quantity of methods directed on changing surface layers structure and creation of layers with predetermined properties are developed nowadays in order to increase friction pair details strength. These methods are directed on plastic deformation restriction at friction by means of generation processes and dislocations interaction deceleration. It facilitates surface layer triboactivation decrease.

The application of new materials with high physical, mechanical and tribological characteristics is one of perspective directions of mechanical engineering development. Refractory metal and non-metal compounds like carbides, borides, nitrides etc. are the examples of the most perspective materials. [1-3]. Nevertheless, the direct use of them for machine and mechanism details manufacturing often faces technological difficulties, significant fragility and low strength properties at dynamic loadings as well as relatively high cost. That's why it is more convenient to use refractory compounds useful properties by means of their application as composite materials base. Metal alloys are traditionally used as plastic component of such composites. The composite material may be used for machine details manufacturing, but it is more convenient to apply it as cover plates for friction and loaded details or as coatings.

One of the mentioned methods is plasma spraying. The advantages of plasma spraying are following: wide range of materials for compositions formation, good plasma regulation in process of the coatings plating, which enables its fast retuning on different technological regimes; lower detail heating and thus small structure changes of the detail being restored and small temperature deformations; lower detail surface oxidation; high adhesion toughness and strength of plasma coatings and basic metal [4].

Tribological properties of new composite material plasma coatings on titanium-chromium diboride basis [5] have been investigated in the research. This material has high physical and mechanical as well as operational properties [6]. Thus it may be recommended for wear-resistant coatings plating. The research of titanium-chromium diboride coatings tribotechnical characteristics as well as additionally nickel plated coatings and PKhChTN30-based coatings (nickel plated

titanium-chromium carbide) used for aviation gas-turbine engine details reinforcement and restoration has been carried out.

Conglomerated composite powders composed of $TiCrB_2$ – 30% (Ni-Cr) (TBChN30) with dispersion 60-80 mcm and additionally nickel plated powders have been used for spraying. The powders have been obtained by initial components grinding in planetary-type mill with steel balls in acetone medium with subsequent pressing and baking in SShVL furnace in vacuum. The initial powder has been obtained by sintering products milling with subsequent sieving through a kit of sieves (0,63-0,4 mm.)

Plasma coatings have been plated on titanium alloy padding VT-22 using the installation UPU-8M. The argon-hydrogen mixture has been used as plasma-generative gas. The specimen surface preliminary processing has been implemented with the help of traditional sandblast processing.

The structure and partition limits "coating – base" examination by MRSA shows in all cases the obtained coatings high quality. The structure and position of plasma coating elements on TBChN30 basis is shown in Figure (Fig.1).

The coating represents hetero-phase material with sufficiently uniform phase distribution. It may be related to the granulated powder structure, in which the particles represent conglomerates that contain adhesively firmly bonded boride and metal phases.

The Ti and Cr concentration peaks coincidence in coatings cross-section elements distribution (Fig. 1 a, b, c) and increased content of Ni between refractory phase grains confirm matrix ("circular") material structure formation. It is similar to solid alloy structure that has to provide increased durability of coating. The microhardness measuring along the coating thickness differs in H_μ smooth decrease towards the base, which indicates the gradient phase distribution along the thickness.

The thickness of the coating on titanium alloy is 250-300 mcm, the microhardness on the coating surface is 27,5±2,5 GPa, Hμ changes from 23,3 to 12,8 GPa along the coating thickness, the Hμ of the base is 4,5-5 GPa.

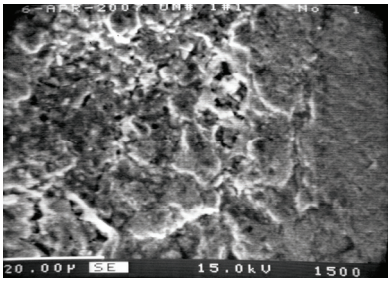
Let's assume that at the initial stage of the coating plating mainly the particles of metal bond are fixed on padding surface. They're adhesively more firmly bonded with titanium alloy in comparison with refractory phase $TiCrB_2$ particles.

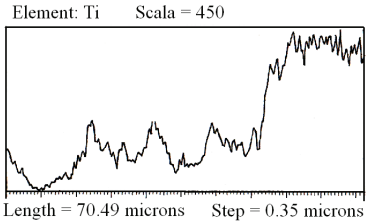
That's why the coating internal part, adjacent to the base, represents metal alloy Ni-Cr modified with boride phase. The external surface is enriched with refractory phase.

The obtained coatings have been tested in fretting-corrosion conditions (amplitude 175 mcm, frequency 25 Hz, loading 200 N, quantity of cycles N = 300000).

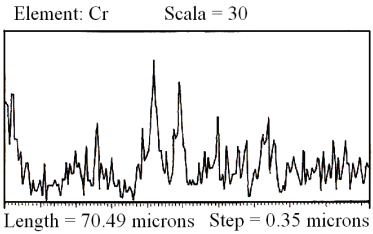
The friction coefficient (f) for $TiCrB_2$ - (Ni-Cr) coating on the base VT22 in fretting-corrosion conditions is equal to 0,3, the same friction coefficient is for standard alloy PKhChTN30.

For the coatings on the $TiCrB_2$ - (Ni-Cr) basis, additionally nickel plated, the friction coefficient is lower than the standard alloy PKhChTN30 friction coefficient and is equal to 0,2.

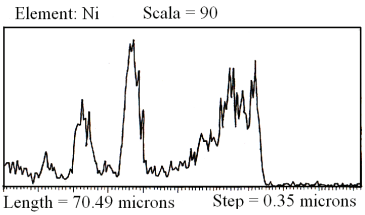




a



b



c

Fig. 1 Coating microstructure on the basis of $TiCrB_2$ – Ni – Cr (Ni) and elements distribution in it:
a – titanium, *b* – chromium, *c* – nickel

This is due to the additional content of nickel, which improves adhesion properties of the material and thus increases its durability. Besides, nickel plating

allows improving the coating plating workability by its fluidity enhancement. $TiCrB_2$ - (Ni-Cr) particle has comminuted structure. During plating nickel covers the most defective sites with thin film, which gives them more granulated shape.

At comparison of the developed coatings and the coatings on PKhChTN30 base tribotechnical behavior it is shown that wear intensity of the developed coatings is 1,5 times lower than the powder PKhChTN30 coating wear intensity. This data indicates the reinforcing boride phases $TiCrB_2$ and Cr_2B positive influence on wear; they prevent coating surface seizure and destruction due to plastic deformation. It also tells about possible secondary adhesively strong oxide films formation in the process of friction.

Conclusion

In the process of granulated sintered composite powders on the basis of $TiCrB_2$ with Ni-Cr binder plasma spraying the hetero-phase gradient coating is formed. The upper part of the coating is enriched with refractory compounds. The coating is characterized by circular structure in which solid phase grains of 3-5 mcm are surrounded by metal alloy thin interlayer. The wear intensity of the developed coating on titanium alloy in fretting-corrosion conditions is significantly lower than the wear intensity of traditional coatings made of Ni-Cr alloy. The friction coefficient is 0,20-0,30. The obtained results are considered from the physical and chemical viewpoint about the possible secondary films content influence in the investigated systems contact zones.

It is noted that their application facilitates contact couplings reliability increase, decreases expenses on repair, spare parts manufacturing and helps to save metals including the scarce ones, and thus it gives a possibility of their wide use in different areas of engineering complex.

References

1.Котельников Р.Б. Особо тугоплавкие элементы и соединения. Справ. / Под ред. Котельникова Р.Б. – М.: Металлургия, 1969. – 468 с.

2.Самсонов Г.В. Тугоплавкие соединения. – М.: Металлургиздат, 1963. – 397 с.

3.Туманова А.Г. Тугоплавкие материалы в машиностроении. Справ. / Под ред. Туманова А.Г. и Портного К.И. – М.: Машиностроение, 1967. – 438 с.

4.Самсонов Г.В., Эпик А.П. Тугоплавкие покрытия. - М.: Металлургия, 1973. – 400 с.

5. Пат. №25933 України, МПК С22С 29/00. Композиційний зносостійкий матеріал на основі дибориду титану-хрому / Уманський О.П., Панасюк А.Д., Коновал В.П., Ігнатович С.Р., Дворник Є.П., Гулевець В.Д.; заявник і власник інститут проблем матеріалознавства ім. Францевича НАН України. - № u200704682; Заявл. 27.04.07; Опубл.27.08.07; Бюл.№13. – 3 с.

6. Композиционный материал триботехнического назначения / А.П. Уманский, Е.П. Пугачевская, И.С. Марценюк // Проблеми трибології. – 2011. – №4. – С. 65 – 71.

UDC 681.518

V.V. Variukhno, candidate of engineering, associate of professor
A.V. Kylinich, candidate of engineering, associate of professor
D.A. Shcherbina, candidate of engineering., associate of professor
(National Aviation University, Ukraine)
D.E. Sydorov, Master (Antonov Company, Ukraine)

MODERN AIRCRAFT DE/ANTI-ICING TECHNOLOGIES ON THE GROUND

Investigated that modern technologies for de-icing/anti-icing allows to produce high-quality de-icing/anti-icing processing, thereby ensuring the flight safety.

Safe airplane operations during all types of weather conditions are the vital question to all air carriers.

A review of the history of airplane accidents in the air transportation industry revealed that a substantial number are related to winter operations. An examination of these accidents showed a need for formally developed regulations and procedures for airplane de-icing/anti-icing operations.

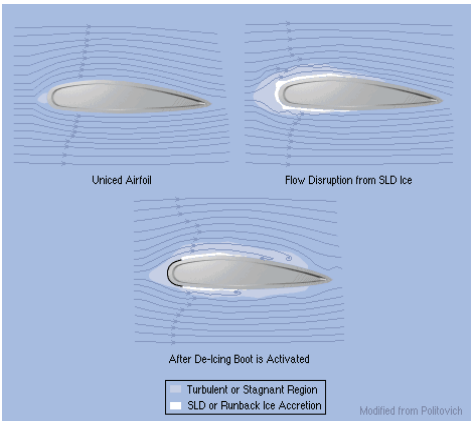
At least 50 years ago, some states had established civil aviation regulations, prohibiting take-off for airplanes with frost, snow, or ice adhering to wings, propellers or control surfaces of the airplane. The effects of such icing are wide ranging and unpredictable.

The International Air Transport Association (IATA) convened a global De-icing/Anti-icing Task force in September 1992. In a cooperative effort between IATA and International Civil Aviation Organization, was formed a “stand-alone” ground de-icing/anti-icing document. The result of the effort was the publication of the first edition of the Manual of Aircraft Ground De/Anti-icing Operations (Doc 9640) in 1995.

Winter precipitation can accumulate on aircraft surfaces, adhering as a rough coating that disturbs the airflow over lifting surfaces. It can cause a reduction in lift and controllability at take-off with almost certain catastrophic results. Wind tunnel and flight tests indicate that ice, frost or snow formations on the leading edge and upper surface of a wing, having a thickness and surface roughness similar to medium or coarse sandpaper, can reduce wing lift by as much as 30 per cent and increase drag by up to 40 per cent. These changes in lift and drag will significantly increase stall speed, reduce controllability and alter airplane flight characteristics.

Studies in full-scale wind tunnel of a model half-wing Yakovlev-40 airplane with imitators of ice thickness of 1.8 mm showed the lift decreasing more than 25%. During the period 80’s--2007in Civil Aviation were more than 120 aviation-related incidents with the conditions of ground icing aircraft.

The Picture 1. illustrates the result of ice influence on the airfoil continuing to disrupt the airflow and reduce the aircraft's aerodynamic integrity.



Pic.1. Influence of SLD ice accretion on airfoil

The principal conditions that may cause icing are frost, snow, freezing fog, freezing drizzle, freezing rain, and rain, fog or high humidity combined with the cold-soak effect.

Clean aircraft - such aircraft that has no snow-ice contaminations on all elements of the wing, fuselage, empennage, landing gear, air intakes and engine components, Auxiliary Power Units, as well as gaps in slot rudders, ailerons, trim tabs, flaps, spoilers brackets and their sample, the sensor devices and cockpit canopy. This vital requirement is known as the "Clean Aircraft Concept". In preparation for take-off in winter, aircraft surfaces are cleaned of precipitation with a deicing fluid and protected against further accumulation by applying an anti-icing fluid.

The basic function of de-icing/anti-icing fluids is to lower the freezing point of freezing precipitation as it collects on the airplane and thus delay the accumulation of ice, snow, slush or frost on critical surfaces. De-icing/anti-icing fluids are classed as Type I, II, III and IV. They all have their usual colors. Type I fluids have a relatively low viscosity and usually used for removing the snow-ice contamination. Type II, III and IV fluids, however, contain a thickener system and have, therefore, a higher viscosity which changes as a function of shear force, fluid/water ratio and fluid temperature. Type II, III and IV fluids have better anti-icing properties than Type I fluids.

De-icing/anti-icing an airplane as close to its departure time and/or departure runway as possible provides the minimum interval between de-icing/anti-icing and take-off, thus conserving holdover time.

Holdover time (HOT) is the estimated time the anti-icing fluid will prevent the formation of ice and frost and the accumulation of snow on the protected (treated) surfaces of an airplane.

De-icing/anti-icing can be carried out as a one-step process using heated de-icing/anti-icing fluid to both de-ice and anti-ice, or as a two-step process using heated de-icing fluid or hot water to de-ice, followed immediately by an anti-icing

fluid to prevent icing during precipitations. Every airplane has its own list of fluids allowed to process the surface and recommendations for performing de/anti-icing. During de/anti-icing processing the trained personnel should control the procedure for provide proper processing according to manufacturer's recommendations.

The pilot-in-command is responsible for ensuring that the airplane complies with the Clean Aircraft Concept prior to take-off.

De-icing/anti-icing is generally carried out by using heated fluids dispensed from spray nozzles mounted on specially designed de-icing/anti-icing trucks. Other methods include de-icing/anti-icing gantry spraying systems, small portable spraying equipment, mechanical means (brushes, ropes, etc.), infrared radiation, and forced heated air.

Deicer – is a self-propelled vehicle, equipped with a boom type aerial device and an fluid spraying systems, intended to spray aircraft under freezing conditions with appropriate fluids, mixed with water (if applicable) and heated as necessary. There are different manufacturers of deicers, the most famous, Vestergaard elephant - Denmark, Global – USA, Safeaero – Sweden.

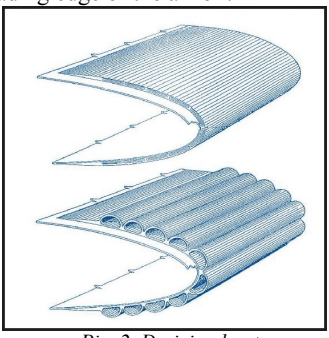
The usual design includes chassis, tanks for fluid, heater, fluid systems, boom with open or enclosed basket. The advantages of self-propelled deicers are: mobility, application of heated fluid, work on height, ability to check contamination on height, usage of hot fluid nowadays the optimum way to prevent icing and to provide clean airplane.

Infrared (IR) deicing technology involves melting frost, ice, and snow from aircraft surface with infrared energy. IR energy systems are based on natural gas- or propane-fired emitters that are used to melt frost, ice, and snow.

Two main constructions are the infrared-based deicing systems. Movable design system uses IR emitters fueled by natural gas or propane mounted on booms that are fitted to specially designed trucks.

Currently there is no commercial application of this system.

Another type of de-icing that is widely ised in light aviation – Inflatable wing boots. (See Picture 2) Boots are inflatable rubber strips attached to the leading edge of the wing and tail surfaces. When activated, they are pressurized with air and they expand, breaking ice off the boot surfaces. Inflatable de-icing boots consist of a rubber sheet bonded to the leading edge of the airfoil.



Pic. 2. De-icing boots

The next method - Forced air deicing system that delivers high-pressure air to the aircraft surface and is effective in removing dry, powder snow. In some cases, an aircraft deicing fluid can be added to the air stream to create a hybrid system that can be more effective in removing ice and wet snow.

But Nevertheless, Fluid alone has historically proven to be effective on all known types of contamination; however, forced air and/or a combination of air with fluid injection should be considered prior to applying fluid alone.

As a result it was investigated that modern technologies for de-icing/anti-icing allow producing high-quality de-icing/anti-icing processing, thereby ensuring the flight safety.

Infrared system is very effective method. It allows to reduce snow contamination at all surfaces and for short period of time. But the installation of such equipment is quite expensive and power-consuming. Nevertheless in airports, where the conditions of snow-ice precipitations is usual thing and the process of de-icing performs very often, and where the big number of departures, the infrared system will reduce the usage of ADF of Type I, and decrease the time of delays, environmental impact of used ADF etc.

Bu the most effective method for anti-icing of coarse only usage of anti-icing fluid.

The ICAO document includes the example of tables for HOLDOVER TIMES for usual Type I, II, III and IV. But the every year the Federal Aviation Agency changes the list of HOT tables for all types of fluids and for different manufacturers depending on types of precipitations.

Conclusion

The process of aircraft deicing is a vital part in not just aircraft safety but in airport design and management as well.

Procedures for de-icing/anti-icing must ensure that cleaning aircraft surfaces to prevent deterioration of the aerodynamic characteristics or mechanical impact on the aircraft structure, and after performing anti-ice, to maintain a state of the aircraft some time (holdover time).

References

1. “Manual of aircraft ground de-icing/anti-icing operations”, Doc. ICAO 9640-AN/940, 2000 – 38p.
2. “Recommendations for De-Icing/Anti-Icing of Aircraft on the Ground”, Association of European Airlines, 26th edition August 2011 – 49p.
3. ISO 11077 “Aircraft ground equipment – De-icer – Functional requirements”, 2010 – 20p.
4. ISO 11076 “Aerospace – Aircraft de-icing/anti-icing methods with fluids”, 2009 – 25p.
5. SAE AMS 1424 “Fluid, Aircraft De-icing/anti-icing, SAE Type I”.
6. Infrared De-icing technologies at Airports, College of Aeronuatics Florida Institute.

УДК 519.86:631.173:358.4

Б.О. Плужніков, к.е.н., доц., В.М. Золотоперий к.т.н, доц.,
С.О. Петриченко, А.В. Шашкін,
(Національний авіаційний університет, Україна, м. Київ)

МАТЕМАТИЧНА МОДЕЛЬ ПРИЙНЯТТЯ РІШЕННЯ ПРО ДОЦІЛЬНІСТЬ ПОДАЛЬШОЇ ЕКСПЛУАТАЦІЇ АВТОМОБІЛЬНОЇ ТА ЕЛЕКТОРОГАЗОВОЇ ТЕХНІКИ АВІАЦІЇ ПОВІТРЯНИХ СИЛ ЗБРОЙНИХ СИЛ УКРАЇНИ

Запропонована математична модель прийняття рішення щодо доцільності подальшої експлуатації авіаційної наземної техніки з урахуванням перевищення термінів її експлуатації, недостатнього військового бюджету та невизначеності отримання фінансування. Проведений комплексний аналіз можливих альтернатив цієї проблеми.

Бойове застосування авіації у сучасний період характеризується високою напруженістю дій, розосередженим базуванням частин, частою зміною аеродромів, великою витратою матеріальних засобів, веденням бойових дій у будь-яку пору року і час доби, постійним активним впливом противника по наземних об'єктах. Усе це перетворює процес підготовки літальних апаратів до польотів і утримання аеродромів у постійній готовності до використання у складну задачу, для рішення якої необхідна значна кількість *автомобільної та електрогазової техніки* (А та ЕГТ).

Наявність у частинах великого парку різнотипних і різних за марками машин, експлуатація їх у різних умовах для виконання різних задач приводять до необхідності вибору раціональної організації технічного обслуговування.

Важливим фактором, що впливає на технічну готовність і якість обслуговування А та ЕГТ, є своєчасне визначення технічного стану її агрегатів, механізмів і систем.

Забезпечення високої надійності А та ЕГТ у процесі експлуатації і утримання їх у постійній технічній справності досягається шляхом проведення своєчасного і якісного ремонту. Ремонт техніки є складний процес, що включає різні за характером і трудомісткістю роботи, які виконуються різними за призначенням і можливостям засобами. Оснащення частин сучасними засобами ремонту при правильній організації робіт дозволяє не тільки тримати машини в постійній технічній справності, але і значно перевершити міжремонтні й амортизаційні терміни експлуатації, одержати економію матеріалів і запасних частин, скоротити простій машин у ремонті, знизити трудові витрати на виконання робіт.

Однією з основних задач організації експлуатації техніки як у мирний, так і у воєнний час є своєчасне забезпечення частин і установ А та ЕГТ і постачання військово-технічного майна за встановленими нормами. Ця задача ускладнюється тим, що в частинах авіації Збройних Сил України номенклатура автомобільної і спеціальної техніки та майна різноманітна і багаточисельна, вона включає десятки тисяч найменувань (предметів).

Основною функцією управління експлуатацією і ремонтом А та ЕГТ є планування, яке охоплює всі питання використання, обслуговування, ремонту, списання, зберігання машин і тому зв'язано з необхідністю виконання ряду розрахунків і складання визначених документів [1]. При плануванні експлуатації і ремонту визначаються кількість техніки, що підлягає використанню, витрата моторесурсів і потреба в технічному обслуговуванні, регламентних роботах і ремонті, списанні. Враховуючи на те, що парк А і ЕГС майже на 100% складається з морально застарілих та фізично зношених зразків, особливо гостро постає проблема розробки ефективної технічної політики щодо підтримки належного рівня коефіцієнту технічної готовності (КТГ) А та ЕГТ. Проведення в життя ефективної технічної політики повинно ґрунтуватися перш за все на доступності джерел її фінансування. При достатньому рівні фінансування проблема має вирішуватися шляхом поступового виведення з експлуатації застарілих та зношених зразків А та ЕГТ та заміни їх на нові та сучасні з організацією проведення відповідних тендерів на розміщення держзамовлення на виробництво такої техніки на виробничій базі України або шляхом закупівлі у провідних світових виробників. Аналіз задоволення потреб ЗСУ за роки незалежності на закупівлю нових зразків озброєння та техніки свідчить про те, що кошти на це майже не виділялися. Тому, в умовах обмеженого фінансування ЗСУ, вирішення проблеми забезпечення на належному рівні технічної готовності А та ЕГТ повинно ґрунтуватися на методичному забезпеченні управління експлуатацією, ремонтом та списанням техніки, яке повинно максимально використовувати створений до цього часу значний теоретичний потенціал в галузі економіко-математичних методів та теорії прийняття рішень.

Науковий аналіз проблеми прийняття рішення починається з моменту, коли хоча б частина альтернатив або критеріїв відомі. Традиційно прийнято розрізняти три основні задачі прийняття рішень: упорядкування альтернатив; розподіл альтернатив по класам рішень; виділення кращої альтернативи [3]. Остання з наведених задач традиційно вважається одною з основних в прийнятті рішення. В нашому випадку альтернативами варіантами забезпечення КТГ А та ЕГТ на належному рівні є:

- проведення поточного, середнього та капітального ремонтів на техніці, яка цього потребує;
- проведення модернізації на власній виробничій базі з продовженням експлуатаційного ресурсу;
- проведення модернізації на виробничій базі заводів виробників переважно в Росії та Білорусі з продовженням експлуатаційного ресурсу;
- виходячи з того, що до списання спецобладнання визначено проведення двох капітальних ремонтів, а для шасі одного, в подальшому використання спецобладнання, яке приводиться в дію від автономних двигунів, на причепах;
- використання спецобладнання в стаціонарних умовах для централізованих систем забезпечення літальних апаратів електричною енергією, пальним та газами.

Кожному варіанту відповідає певний рівень фінансового забезпечення від мінімального рівня (проведення поточного ремонту) до максимального рівня (проведення модернізації на виробничій базі заводів виробників),

складність організації управління процесами відновлення А та ЕГТ, наявність необхідної виробничої та ремонтної інфраструктури. Рішення приймається шляхом перебору варіантів з застосуванням методу «вартість – ефективність» [2]. Для оцінки ефективності функціонування А та ЕГТ може бути використаний такий показник, як математичне очікування ступеня виконання завдань з підтримання наявного парку засобів А та ЕГТ на належному рівні КТГ.

Оскільки для забезпечення вирішення цієї проблеми парк транспортних засобів (ТЗ) має своєчасно поновлюватися шляхом поступового виведення з експлуатації застарілих та зношених зразків, однією з найважливіших задач є визначення доцільності подальшої експлуатації ТЗ. Ця задача може бути поставлена та вирішена як задача заміни обладнання.

Складовими частинами процесу відтворення А та ЕГТ є ремонт та модернізація ТЗ (в тому числі автомобільного шасі спецмашин). Прийнятний варіант ремонту чи модернізації ТЗ обирається по узагальненій ранговій оцінці, котра визначається як середня геометрична із локальних рангів по показникам відносного виграшу, очікуваного ефекту, варіації можливого результату, обсягу фінансових вкладень та можливих збитків.

Прийняття рішення про проведення ремонту або модернізації моделюється з урахуванням можливостей його фінансового забезпечення. Особлива увага приділяється ситуації, коли грошових коштів недостатньо для виконання ремонту в заданому обсязі і в заплановані строки. Пропонується така модель для прийняття рішення по групі засобів А та ЕГТ:

$$Z = \sum_i [(C_i^{кру} + C_i^{ДВ}) \cdot x_{i1} + (C_i^{крз} + C_i^{ДВ} + C_i^{днв}) \cdot x_{i2} + (C_i^{ср} + C_i^{ДВ}) \cdot x_{i3} +$$
$$+ (C_i^{пр} + C_{ij} + C_i^{ДВ\min} + C_{ij}^{ДВ} + C_i^{ав} + C_i^{k}) \cdot x_{i4} + (C_i^{гму} + C_i^{ДВ}) \cdot x_{i5} +$$
$$+ (C_i^{гмз} + C_i^{ДВ} + C_i^{днв}) \cdot x_{i6} + (-S_i^{РеалШ} + C_i^{ДВпр}) \cdot x_{i7} + (-S_i^{РеалШ} +$$
$$+ C_i^{ДВст}) \cdot x_{i8} + (-S_i^{Реал} + C_i^{ДВ}) \cdot x_{i9} + (-S_i^{РеалБр} + C_i^{ДВ}) \cdot x_{i10}] \to \min;$$
$$\sum_i \left(C_i^{кру} \cdot x_{i1} + C_i^{крз} \cdot x_{i2} + C_i^{ср} \cdot x_{i3} + C_i^{пр} \cdot x_{i4} + C_i^{гму} \cdot x_{i5} + C_i^{гмз} \cdot x_{i6}\right) \le R;$$

$$КТГ \ge N^{нор}; \qquad \sum_k x_{ik} = 1, \ \forall i; \qquad \forall x_{ik} \in \{0,1\},$$

де i – порядковий номер ТЗ; $C^{кру}$ – витрати на капітальний ремонт на виробничій базі України; $C^{крз}$ – витрати на капітальний ремонт на виробничій базі за кордоном; $C^{ср}$ – витрати на середній ремонт; $C^{пр}$ – витрати на поточний ремонт; $C^{кр}$ – витрати на капітальний ремонт на виробничій базі за кордоном; $C^{гму}$ – витрати на глибоку модернізацію на виробничій базі України; $C^{гмз}$ – витрати на глибоку модернізацію на виробничій базі за кордоном; C_{ij} – витрати на ремонт ТЗ, перенесений в j-у точку; C^{min} – витрати на мінімальне по обсягу технічне обслуговування ТЗ в даний момент; $C^{ДВ}$ – додаткові витрати військових частин з підтримання нормативного КТГ від знаходження ТЗ у відповідному виді ремонту; $C^{днв}$ – додаткові накладні витрати, пов'язані з перетинанням кордону; $C^{ав}$ – можливі витрати від аварій, пов'язаних з несвоєчасним ремонтом; C^{k} – можливі витрати через зниження

експлуатаційної придатності ТЗ; $S^{Реал}$ – чистий прибуток від реалізації ТЗ на ринку надлишкового майна за прямим призначенням; $S^{Брухт}$ – чистий прибуток від реалізації ТЗ на металобрухт, R – сума наявних грошових коштів для проведення ремонту та модернізації ТЗ в установлені строки; k – номер варіанту рішення (k = 1 – капітальний ремонт ТЗ на виробничій базі України, k = 2 – капітальний ремонт ТЗ на виробничій базі за кордоном, k = 3 – середній ремонт ТЗ, k = 4 – поточний ремонт ТЗ, k = 5 – проведення глибокої модернізації на виробничій базі України, k = 6 – проведення глибокої модернізації на виробничій базі за кордоном, k = 7 – списання автомобільного шасі та використання спецобладнання на причепах, k = 8 – списання автомобільного шасі та використання спецобладнання в стаціонарних умовах, k = 9 – продаж ТЗ на ринку реалізації надлишкового майна ЗСУ, k = 10 – продаж ТЗ на металобрухт);

$$x_{ij} = \begin{cases} 1, \text{якщо для ТЗ } i \text{ приймається } k\text{-й варіант рішення;} \\ 0, \text{якщо } k\text{-й варіант рішення не приймається.} \end{cases}$$

Основна відмінність наведеної моделі від типових моделей [3] дослідження операцій міститься у виникненні суб'єктивних суджень при синтезі вартості та ефективності. Тому в загальному випадку на етапі синтезу вартості та ефективності рекомендується використовувати два основних підходи: перший – фіксованої ефективності при мінімально можливій вартості (при такому підході обирається «найдешевша» альтернатива, яка має задану ефективність); другий – фіксованої вартості та максимально можливої ефективності (випадок бюджетних обмежень) [4].

На момент прийняття рішення може бути відсутня належна інформація, яка надає можливість об'єктивно оцінити наслідки того чи іншого рішення. В цьому випадку його приймають фахівці на основі власного досвіду та інтуїції.

Висновки

Розглянута математична модель може бути теоретичною основою для прийняття рішення про доцільність подовження строку експлуатації А та ЕГТ з урахуванням недостатнього військового бюджету та невизначеності отримання фінансування.

Список літератури

1. Организация эксплуатации автомобильной и электрогазовой техники. – М.: Монино. – 1984.
2. *Голушко И.М., Варламов Н.В.* Основы моделирования автоматизации управления тилом. – М: Воениздат, 1982.
3. *Ларичев О.И.* Теория и методы принятия решений. – М.: Логос, 2000.
4. *Хитч Ч.* Руководство обороной. – М.: Сов. Радио, 1968.

УДК 620.621.539.7

В.В. Варюхно, к.т.н., доц., Є.Ю. Євсюков, асистент,
А.Г. Довгаль, асистент, Н.В. Машинська, аспірант
(Національний авіаційний університет, Україна, м.Київ)

ЗНОСОСТІЙКІ АМОРФНІ МАТЕРІАЛИ ДЛЯ ВІДНОВЛЕННЯ ДЕТАЛЕЙ АВІАЦІЙНОЇ ТЕХНІКИ

Розглянуто зносостіки матеріали на основі марганцю з добавкою титану для відновлення деталей, що працюють в умовах тертя.

Проблеми підвищення безвідмовності та довговічності машин і механізмів є однією з найважливіших проблем, що стоять перед сучасним машинобудуванням.

Ці властивості значною мірою визначаються зносостійкістю пар тертя. Приблизно 70-80% їх відмов відбувається за недостатньою стійкістю вузлів тертя. З загальної припустимої величини зношення пар тертя біля 30-50% припадає на приработку. Особливо це стосується прецезіонних пар гідросистем, гідронасосів, підшипників ковзання, плунжерних пар, кулачкових пар, поршневої групи двигунів внутрішнього згоряння тощо. Приработок робочих поверхонь контактуючих пар тертя повинен протікати з мінімальним зносом і часом виходу на нормальний режим роботи. Недостатня зносостійкість скорочує міжремонтний період праці, а, отже, невиправдано збільшує експлуатаційні витрати. При цьому розходи на ремонт здебільшого перевищують розходи на придбання нових виробів, а імовірність їх безвідмовної роботи знижується на 20-30% порівняно з тими, що випускаються серійно. Задача полягає в якісному відновленні зношених деталей, експлуатаційні властивості яких не поступались би, а в більшості випадків і переважали їх в кілька разів. Отже, основою для отримання зносостійких поверхонь тертя є розробка прогресивних технологій їх виготовлення та нових порошкових матеріалів, що використовуються для зміцнення та відновлення поверхонь тертя. Одним з ефективних способів технологічної дії на експлуатаційні властивості (зносостійкість, надійність, довговічність) є їх зміцнення напиленням аморфними матеріалами системи Mn-Ti-Si-B.

Нові матеріали успішно можуть бути використані в сучасній промисловості, вирішуючи наступні задачі:

- підвищення якості традиційної продукції внаслідок застосування аморфних сплавів, що мають більш високі характеристики, ніж кристалічні матеріали, та ймовірність створення приладів нового типу, заснованих на унікальному комплексі властивостей, що характерні аморфним матеріалам;
- заміна кристалічних матеріалів на основі дефіцитних металів аморфними сплавами, що складаються з більш доступних матеріалів;
- перехід від багатоступеневої, трудомісткої технології отримання кінцевого продукту до нових високопродуктивних і матеріало- та енергозберігаючих технологій отримання виробів безпосередньо з розплаву [1, 2, 3,].

Для вирішення задач пропонується зносостійкий аморфний матеріал на основі марганцю, який для поліпшення триботехнічних характеристик містить у своєму складі марганець, титан, кремній та бор у такому співвідношенні компонентів, мас. %:

- марганець_____65-75
- титан_____15-20
- кремній_____8-10
- бор_____2-5.

Введення до аморфного матеріалу титану, що за своєю природою має домішки кисню та кремнію, підвищує його міцність, знижує пластичність. Титан корозійностійкий до різних технологічних розчинів, реагентів, атмосферного повітря. А у парі з кремнієм та бором утворює тугоплавкі та високотверді покриття.

Матеріал одержували методами порошкової металургії. Технологічна послідовність виробництва порошку складається з наступних операцій:

- підготовка вихідних порошків (просіювання, висушування);
- приготування шихти;
- упаковка шихти в контейнер;
- хіміко-термічна обробка;
- розпаковка контейнера;
- фізична підготовка (дроблення, просіювання, висушування);
- класифікація частинок композиту;
- промивання і просушування;
- упакування, маркування та зберігання.

На отриманих зразках визначали триботехнічні властивості, а саме інтенсивність зношування.

Для більш повної картини розглядалось декілька моделей з вмістом компонентів в різних пропорціях:

1. Порошки марганцю, титану, кремнію та бору брали у такому співвідношенні 65:20:10:5 мас. % розмішували і просіювали через сито з сіткою 010. Потім засипали у піддони товщиною 40-50 мм і висушували 2 години при температурі 150±20 С. Для видалення вологи з аморфного бору його витримували 2 години при температурі 150° ± 20 °С з перемішуванням. Компоненти шихти зважують з точністю до 0,005 кг і завантажують у барабан до 1/3 його об'єму та перемішують 2 години. Після цього шихту поміщають у контейнер шаром 15-20 мм насипу. Розігрівають контейнер за рахунок екзотермічного ефекту. Далі контейнер розміщають в печі, що нагрівається до 910±10 °С і витримують 7 годин, після чого охолоджують до температури 10 °С. Отримані зразки розмелювали протягом 6 годин. Наступним етапом порошки промивали, просушували та маркували.
2. Порошки марганцю, кремнію та бору брали у такому співвідношенні 70:17:10:3 мас. % розмішували і просіювали через сито з сіткою 010. Потім засипали у піддони товщиною 40-50 мм і висушували 2 години при температурі 150±20 °С. Для видалення вологи з аморфного бору його витримували 2 години при температурі 150±20°С з перемішуванням.

Компоненти шихти зважують з точністю до 0,005 кг і завантажують у барабан до 1/3 його об'єму та перемішують 2 години. Після цього шихту поміщають у контейнер шаром 15-20 мм насипу. Розігрівають контейнер за рахунок екзотермічного ефекту. Далі контейнер розміщають в печі, що нагрівається до 910° ± 10 °С і витримують 7 годин, після чого охолоджують до температури 10 °С. Отримані зразки розмелювали протягом 6 годин. Наступним етапом порошки промивали, просушували та маркували.

3. Порошки марганцю, кремнію та бору брали у такому співвідношенні 75:15:8:2 мас. % розмішували і просіювали через сито з сіткою 010. Потім засипали у піддони товщиною 40-50 мм і висушували 2 години при температурі 150±20 °С. Для видалення вологи з аморфного бору його витримували 2 години при температурі 150±20°С з перемішуванням. Компоненти шихти зважують з точністю до 0,005 кг і завантажують у барабан до 1/3 його об'єму та перемішують 2 години. Після цього шихту поміщають у контейнер шаром 15-20 мм насипу. Розігрівають контейнер за рахунок екзотермічного ефекту. Далі контейнер розміщають в печі, що нагрівається до 910± 10 °С і витримують 7 годин, після чого охолоджують до температури 10 °С. Отримані зразки розмелювали протягом 6 годин. Наступним етапом порошки промивали, просушували та маркували.

4. Порошки марганцю, кремнію та бору брали у такому співвідношенні 68:20:9:3 мас. %, розмішували і просіювали через сито з сіткою 010. Потім засипали у піддони товщиною 40-50 мм і висушували 2 години при температурі 150±20 °С. Для видалення вологи з аморфного бору його витримували 2 години при температурі 150±20 °С з перемішуванням. Компоненти шихти зважують з точністю до 0,005 кг і завантажують у барабан до 1/3 його об'єму та перемішують 2 години. Після цього шихту поміщають у контейнер шаром 15-20 мм насипу. Розігрівають контейнер за рахунок екзотермічного ефекту. Далі контейнер розміщають в печі, що нагрівається до 910±10 °С і витримують 7 годин, після чого охолоджують до температури 10 °С. Отримані зразки розмелювали протягом 6 годин. Наступним етапом порошки промивали, просушували та маркували.

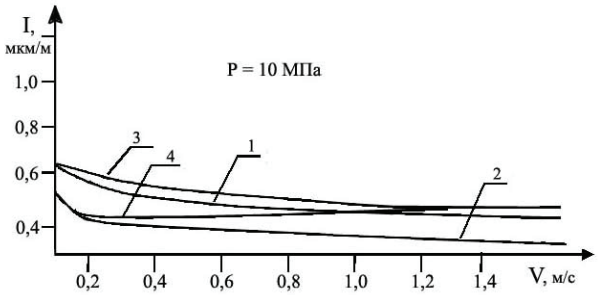


Рис.1. Інтенсивність зношування розглянутих моделей аморфних матеріалів

Інтенсивність зношування (I, мкм/м) визначали в умовах тертя без змащення в повітряному середовищі на кільцевих зразках при торцевому терті з коефіцієнтом перекриття квз=1, за методикою [4].

Висновки

Об'ємний вміст аморфної фази в детонаційних покриттях із системи Mn-Ti-Si-B поліпшує триботехнічні характеристики, тому позитивно впливає на роботу деталей машин і механізмів. Характерною особливістю даного аморфного матеріалу є той факт, що вони сприяють підвищенню межі витривалості основи в обмеженому та необмеженому діапазонах. Технічним результатом є висока міцність та в'язкість (в 5 разів вища за конструкційні сталі).

Список літератури

1. Фень Е.К., Малишкін В.В., Дмитренко В.М. Зміцнення та володіння деталей авіаційної техніки жаростійкими покриттями. В зб. праць III Міжнародної науково-технічної конференції АВІА-2001, К., НАУ, 24-26 квітня, 2001, том 1.

2. Малышкин В.В., Ходак Н.А., Дмитренко В.Н., Лубяный В.В. Повышение сроков эксплуатации деталей авиационной техники путём восстановления размеров их геометрических форм и упрочнения газотермическим напылением жаростойкими покрытиями. В сб. трудов IV Международной научно-технической конференции АВИА-2002, К., НАУ, 23-25 апреля, 2002, том 1.

3. Варюхно В.В., Сидоренко О.Ю., Євсюков Є.Ю., Машинська Н.В. Методика розрахунку ресурсу та прогнозування довговічності деталей машин при навантапженні тертям. Вісник НАУ: Сб. наук. пр. – Київ: НАУ, 2011. – №4. – С. 103-105.

4. Борисов Ю.С. Газотермические покрытия из порошковых материалов. Справочник. – К.: 1987, - 260 с.

5. Патент України № 75980 U 2012 04778. Зносостійкий аморфний матеріал на основі марганцю / Щепетов В.В., Машинська Н.В., Варюхно В.В.

6. Харламов Ю.А. Методы модифицирования поверхностных слоев деталей машин и инструментов / Харламов Ю.А. // Сучасне машинобудування. – 2000. - №3-4. – С.9-17.

7. Ляшенко Б.А. Технологические, конструктивные и эксплуатационные особенности упрочняющих покрытий дискретной структуры на деталях машин и инструменте / Ляшенко Б.А., Соловых Е.К., Сорока Е.Б., Антонюк В.С. // Машиностроение и техносфера XXI века. Сборник трудов XIII международной научно-технической конференции. – Донецк: ДонНТУ, 2006. – С.292-297.

УДК: 620.539

А.В. Варюхно, технический директор
(Компания ДПС, Украина, Киев)
Т.Ю. Крамаренко, аспирант
(Национальный Авиационный Университет, Украина, г. Киев)

СИСТЕМЫ ОБЩЕГО ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ПРОЦЕССА ОБСЛУЖИВАНИЯ ПАССАЖИРОВ

В статье рассмотрены ключевая система управления обслуживанием пассажиров.

Всего в Украине на сегодняшний день насчитывается 163 объекта, которые можно назвать «аэропорт». Однако большинство из них представляют собой лишь взлетно-посадочные площадки, в лучшем случае для сельскохозяйственной авиации. По данным объединения «Аэропорты Украины» в нашей стране 31 аэропорт, они предназначены для обслуживания крупных потоков пассажиров и грузов. Но большая часть из этих аэропортов на сегодняшний день не работает по причине крайне низкой загруженности, недостаточного технического оснащения, а большинство рейсов отменены.

Перспективы развития на Украине имеют восемь аэропортов: «Борисполь», «Киев», «Симферополь», «Донецк», «Харьков», «Днепропетровск», «Одесса», «Львов». На сегодняшний день приблизительно более половины всего пассажиропотока в Украине проходит через международный аэропорт «Борисполь».

По прогнозу Международной организации гражданской авиации (ICAO) в период с 1997 по 2020 год общий спрос на воздушные перевозки в среднем ежегодно будет расти на 4,5 процента. С учетом этого мировой парк воздушных суден увеличится почти вдвое. Это означает, что в период до 2020 года объем пассажирских воздушных перевозок увеличится почти в 2,7 раза, а объем грузовых перевозок превысит этот показатель.

Кабинетом Министров Украины от 5 марта 2008 года была принята Концепция Государственной гражданской программы развития аэропортов на период до 2020 года. Целью Программы является обеспечение безопасного и эффективного функционирования всех субъектов авиационной деятельности, укрепление их материально-технической базы, внедрение технологических процессов обслуживания воздушных перевозчиков и пассажиров, изменение инфраструктуры аэропортов в соответствии с международными требованиями.

В связи с проведением чемпионата по футболу «Евро–2012» четыре аэропорта Украины были оснащены современными системами. Это аэропорты: «Борисполь», «Киев», «Львов», «Донецк». Благодаря внедренным в данные аэропорты системам существует возможность увеличения показателей пассажирооборота и в других малых аэропортах Украины.

Одним из способов увеличения пассажирооборота в малых аэропортах Украины и улучшения качества обслуживания пассажиров является внедрение системы общего использования процесса обслуживания пассажиров (CUPPS).

На сегодняшний день данная система установлена практически во всех крупных аэропортах Украины.

Система общего использования процесса обслуживания пассажиров (CUPPS). С подачи Международной ассоциации воздушного транспорта IATA был разработан стандарт платформы общего доступа Common Use Terminal Equipment (CUTE), сейчас внедряется новый стандарт Common Use Passenger Processing Systems (CUPPS). Говорить о том, что CUTE полностью решает проблемы аэропортов, не приходится - прежде всего, речь идет о совместном использовании стоек регистрации различными авиакомпаниями, которые используют различные системы регистрации (DCS). Однако система CUPPS повышает качество обслуживания пассажиров, оптимизирует ресурсы аэропорта и позволяет привлекать новые авиакомпании.

Платформа обеспечивает работу с различными системами регистрации авиакомпаний (DCS) на одной стойке регистрации с поддержкой всех функций доступных в системе DCS компании. Фактически, на одной стойке силами одной смены можно одновременно осуществлять регистрацию на рейсы нескольких авиакомпаний, использующих различные системы регистрации. При этом одновременно можно проводить регистрацию на несколько рейсов различных авиакомпаний.

Также внедрение данной системы решает еще одну проблему, свойственную многим аэропортам, прежде всего региональным. Во многих терминалах, построенных в расчете на небольшие пассажиропотоки, тривиально может не хватать стоек регистрации, если одновременно обслуживается несколько авиакомпаний. Предлагаемое решение дает возможность сделать универсальные стойки регистрации, не привязанные к авиакомпаниям и конкретным рейсам.

Автоматизация изменила лицо гражданской авиации, принеся как преимущества, так и некоторые сложности. Из-за разнообразия электронных систем регистрации пассажиров различных авиакомпаний аэропорты и авиакомпании столкнулись с выбором – использовать собственное оборудование и системы или же совместное с остальными пользователями. Для решения данной проблемы и была разработана система общего доступа к терминальному оборудованию (CUTE). Данная система позволяет авиакомпаниям связываться с их хост-системами (DCS), также как при работе на собственном оборудовании. Таким образом, с появлением CUTE-систем стало возможным использовать один набор оборудования для разных авиакомпаний. CUPPS - это новый стандарт, пришедший на смену CUTE-системам.

Благодаря данной системе авиакомпании с различными хост системами управления отправок пассажиров (DCS) получили возможность проводить подготовку рейса, регистрацию пассажиров на рейс, совершать посадку пассажиров на выходе на посадку на любом компьютере системы CUPPS в аэропорту.

Система CUPPS – это также интеграционная программная платформа. Программное обеспечение находится на центральном сервере, откуда

приложения загружаются на рабочие станции. Этот процесс согласован с правами доступа пользователей, различными для каждой авиакомпании. Вся конфигурационная информация централизовано хранится на сервере, что делает систему полностью защищенной.

Аэропорты с небольшим пассажирооборотом и небольшим количеством авиакомпаний не имеют системы CUPPS. Чаще всего это связано с небольшим количеством авиакомпаний и недостатком финансирования.

На сегодняшний день в крупнейших аэропортах Украины установлены системы CUPPS и CUTE двух мировых производителей. Один из данных производителей предлагает систему мульти-сайт аэропорта. Мы рассмотрим систему мульти-сайт от мирового французского интегратора компании RESA.

Компания RESA достаточно известна на рынке Европы, в том числе и в Украине. Именно продукты данной компании разработаны под непосредственные нужды аэропорта и выигрывают у своих конкурентов в техническом и коммерческом аспекте.

Придерживаясь действующих рекомендаций IATA 1797, компания RESA принимает активное участие в развитии стандарта IATA для платформы CUPPS, работая в направлении развития взаимодействия между программным обеспечением авиакомпаний и платформами общего пользования.

RESA стала первой компанией-поставщиком CUTE систем, получившей сертификат соответствия стандарту CUPPS от IATA, начиная с момента его действия (15 октября 2009 г.). Ежегодно для улучшения работы систем компания проводит круглые столы между авиакомпаниями и аэропортами.

Система RESA CREWS была первой CUPPS платформой, установленной в международном аэропорту (Brussels Airport), которая была проверена в использовании двумя крупными авиакомпаниями (Lufthansa и Iberia) без каких либо проблем в работе.

Соответствие платформы RESA CREWS CUPPS было проверено CTE (организация проверки на соответствие), основываясь на опыте авиакомпаний и аэропортов, и активно участвует в работе с LH Systems.

Система мульти-сайт. Система мульти-сайт – разработана непосредственно для малых региональных аэропортов. Система мульти-сайт - это управления малым (локальным) аэропортом из основного ключевого аэропорта. Например, это возможность осуществить вынос системы CUPPS из основного аэропорта в локальный. Преимущества данного решения очевидны, малые аэропорты не всегда в состоянии приобрести новые системы, но при помощи систем, установленных в крупных аэропортах, и системы мульти-сайт, малые региональные аэропорты могут получить в пользование современные решения по обслуживанию пассажиров.

Построение мульти-сайт систем широко распространено за рубежом (Франция, Куба).

Для улучшения пассажирооборота в малых аэропортах нужно создать комфортные условия работы для авиаперевозчика. В свою очередь, авиаперевозчик создает комфортные условия для пассажиров. Для осуществления регистрации пассажиров в аэропорту авиакомпания должна

будет подключить свою систему регистрации. Чаще всего это занимает время и влечет за собой финансовые затраты. Система CREWS CUPPS позволяет подключать к основному аэропорту малые аэропорты. Данная функциональная возможность является большим преимуществом для малых аэропортов. Все авиакомпании основного аэропорта смогут работать в своих же системах регистрации и в малых аэропортах без каких либо дополнительных усилий и затрат.

Мульти-сайт система CREWS CUPPS работает по следующему принципу: существует один ключевой аэропорт, в котором установлена система CUPPS. В систему CUPPS аэропорта подключены DCS различных авиакомпаний. В локальные аэропорты устанавливается промежуточное оборудование и необходимое оборудование системы CUPPS. В итоге малый локальный аэропорт может полноценно использовать приложения авиакомпаний ключевого аэропорта. Данное решение не требует существенных затрат и в короткие сроки позволяет осуществить возможность установки систем регистрации пассажиров в малых локальных аэропортах.

Также при внедрении системы мульти-сайт CREWS CUPPS существует возможность организации удаленной поддержки системы. К примеру, в региональном аэропорту не много рейсов в день и нет возможности держать большой штат сотрудников, в тоже время в крупном аэропорту построена сменная работа сотрудников департаментов. Система мульти-сайт CREWS CUPPS позволяет удаленно управлять и контролировать процессы работы из основного аэропорта.

Выводы

Развитие малых аэропортов в Украине может быть достигнуто благодаря сбалансированной схеме совершенствования глобальных технических информационных систем. Сравнивая мировой опыт использования систем можно утверждать, что Украина достигнет мирового уровня эффективного использования этих систем через несколько лет. На сегодняшний день крупные аэропорты Украины имеют полную возможность управления и развития малых аэропортов. Благодаря системе RESA CREWS CUPPS малые аэропорты могут улучшить качество обслуживания пассажиров, обеспечить простоту и экономичность подключения авиакомпаний и привлечь новые авиакомпании в аэропорты.

Список литературы

1. Закон «Про аеропорти України» від 01.01. 2009 В.А. Ющенко
2. «Справочное Руководство ИАТА по развитию аэропортов».
3. aviation.com.ua - Український авіаційний портал
4. dps.aero – Глобальні інформаційні системи

Е.М. Наджафов к.т.н., доцент, Д.А. Керимов ст. преподаватель,
(Национальная Академия Авиации Азербайджанской Республики),
М.П. Ахмедов
("Silk Way" Airlines Ltd. "GHC" BranchHeydar Aliyev International Airport)
Д.А. Бугайко ведущий научный сотрудник, к.э.н., доцент,
(Национальный авиационный университет)

К ВОПРОСУ ОБРАБОТКИ БАГАЖА В МЕЖДУНАРОДНЫХ АВИАПЕРЕВОЗКАХ

Развитие транспортной системы Азербайджанской Республики в целом и системы воздушного транспорта в частности, является одним из основных факторов повышения уровня жизни населения, а также развития национальной экономики государства. Известно, что одним из основных показателей уровня пассажирского обслуживания в аэропорту, является качество и быстрота процесса обработки багажа.

Современная нормативно - правовая база мировой гражданской авиации представляет ряд положений, изучение которых необходимо в исследовании системы обработки багажа. Базовым документом для развития международной гражданской авиации является Конвенция о международной гражданской авиации (Чикагская конвенция) 1944 года и ее Приложения, содержащие Стандарты и Рекомендуемую Практику (SARPS) Международной организации гражданской авиации ICAO. Так в Приложении 14 Чикагской Конвенции основное внимание уделяется вопросам проектирования аэродромов. Приложение 9 посвящается вопросам упрощения формальностей, а также различиям между национальными правилами и практикой договаривающихся государств. Согласно этому Приложению для упрощения и ускорения оформления лиц, прибывающих или убывающих воздушным транспортом, государства должны имплементировать правила авиационной безопасности, пограничного и иммиграционного контроля, соответствующие условиям воздушных перевозок, таким образом, чтобы не допускать излишних задержек пассажиров.

Справочник по развитию аэропортов (Airport Development Reference Manual), выпускаемый Международной Ассоциацией Воздушного Транспорта (IATA) содержит информацию по планированию проектирования багажной системы. Разработанное Советом IATA Пособие по наземному обслуживанию в аэропорту (Airport Handling Manual (AHM)) предназначено для обеспечения единых стандартов качества и безопасности в аэропортах по всему миру.

Приоритетной задачей Европейской Конференции Гражданской Авиации (ECAC), где представлена Азербайджанская Республика, является проектирование систем обработки багажа с предоставлением возможности наиболее тщательного досмотра.

Международный Совет Аэропортов (ACI) рассматривает вопросы развития стандартов и рекомендаций, отраслевой статистики и информационных сообщений по оптимизации процессов обработки багажа в аэропорту.

Необходимо отметить роль Европейского Агентства Безопасности Авиации (EASA). Она реализуется путем организации контроля внедрения стандартов посредством инспекций в странах-членах EASA и обеспечивает техническую экспертизу, подготовку персонала и научно-исследовательскую деятельность.

Стандарты, разработанные производителями системы обработки багажа при проектировании, также имеют немаловажное значение при исследовании этих вопросов.

Исходя из вышесказанного, можно сделать вывод о необходимости разработки системы собственных национальных государственных стандартов, охватывающих все аспекты обработки багажа при международных авиаперевозках. Для ее успешной имплементации требуется активное участие всех заинтересованных министерств или ведомств Азербайджанской Республики, в частности, таможенного управления, иммиграционной службы, карантинной службы и др.

Список литературы

1. IKAO - Приложении 9 к Конвенции о международной гражданской авиации «Упрощение формальностей»
2. IKAO - Приложении 14 к Конвенции о международной гражданской авиации «Проектирование аэродромов»
3. IATA «Airport Handling Manual» (AHM).

УДК 629.735.083.06

В.І. Бурлаков, к.т.н., О.В. Попов, к.т.н.,
Д.В. Попов, Г.О. Арістов,
(Національний авіаційний університет, Україна, м.Київ)

МЕТОДИКА ОПТИМІЗАЦІЇ РЕЖИМІВ ТА УПРАВЛІННЯ ПРОЦЕСАМИ ТЕХНІЧНОГО ОБСЛУГОВУВАННЯ ПОВІТРЯНИХ СУДЕН

Надана методика вирішення задач оптимізації програм технічного обслуговування виробів авіаційної техніки за умови впливу багатофакторності при невизначеності вихідної інформації на основі використання метода «цифрової імітації», який дає можливість задавати множини відомостей про характеристики елементів складних систем, а також про їх структурне розташування.

На різних етапах життєвого циклу об'єкти експлуатації мають різну інформаційну невизначеність про властивості повітряних суден (ПС), таких як: надійність та експлуатаційна технологічність конструкцій, ефективність систем контролю та діагностування виробів, працевтрати на технічне обслуговування (ТО), що викликає необхідність використовувати нові методологічні підходи при оптимізації рішень задач з технічної експлуатації ПС.

Зміст оптимізації складається в забезпеченні збалансованих характеристик і властивостей виробів авіаційної техніки (АТ) по сукупності визначальних ознак, що сприяють найбільш ефективні їхні реалізації в умовах експлуатації.

Метою даної методики є формалізація сукупності властивостей елементів функціональних систем та побудова моделей управління , які складаються з трьох блоків: блоку оцінки властивостей елементів об'єктів експлуатації, блоку прийняття рішення та блоку видачі керуючих дій (рекомендацій).

Зміст управління на етапі проектування складається із забезпечення збалансованих характеристик та властивостей виробів АТ по сукупності визначаючих ознак. На етапі експлуатації, при заданих характеристиках й властивостях об'єктів експлуатації, управляючими впливами є: обсяг й періодичність проведення ТО, оптимізація яких проводиться з урахуванням впливу – навколишнього середовища, засобів контролю і діагностування, якими користуються, та особливості організації робіт з ТО експлуатанта.

Для опису невизначеності й обгрунтування інтервальних границь факторів, що визначають якість виробу, використовуються процедури прийняття рішень в умовах багатофакторного компромісу.

Для виділення певного конструктивного елемента системи з ряду інших елементів кожному елементу повідомляється формальна відмітна ознака - код. Використання коду рівносильне завданню множини відомостей про характеристики й властивості елементів систем, а також про номенклатуру, структурне розташування елементів, що утворять складну систему. Множина факторів записується в певній послідовності, створюючи впорядкований кортеж:

$$V_K = \left\{ x_1^{i_1}, x_2^{i_2}, \ldots x_n^{i_n} \right\}, \quad \text{де } i_j \left(\begin{matrix} j = 1 \div n \\ i = 1 \div m \end{matrix} \right) \text{ – множина станів } j \text{ ознаки.}$$

Якщо визначити оптимальні «базові» властивості й характеристики «ідеальних» виробів й відповідні їм стратегії ТО:

$$V_{Б} = \left\{ Б_1{}^{i_б}, Б_2{}^{i_б}, ... Б_n{}^{i_б} \right\},$$

то на основі порівняння й оцінки ступеня відхилення характеристик виробів АТ від базових векторів можна вирішити ряд поставлених завдань.

За таких умов виникає багатокритеріальний компроміс, головною особливістю якого є те, що використання його рішення не є єдина точка зору, а є множина ефективних рішень, або оптимальних рішень за Парето.

На основі класифікації експлуатаційних властивостей за ознаками та станами визначають кортеж для кожного елемента складної системи АТ (табл.1-6).

На основі порівняння кортежу елементу системи з базовими «*Б*» експлуатаційними характеристиками (табл. 7) визначають такі альтернативи оптимальні за Парето, які задовольняють усім значенням ознак кортежу. Керування процесом ТО відбувається на основі впровадження управляючих впливів (табл. 8), які базується на оцінці ефекту від експлуатації ПС й визначається виразом:

$$e = f_e \sum \left[x_j^i - Б_j^i \right], \quad \text{де } j = 1 \div n \text{ - множина станів } j\text{-ої ознаки.}$$

Таблиця 1

Ознака класифікації	Значення ознаки	Критерій оптимізації	Позначення	Позиція в кортежі
Домінуючий фактор при оцінці наслідків відмови	- факт відмови; - не виконання виробом заданих функцій; - відмова не приводить до будь-яких наслідків у польотів.	- ймовірність безвідмовної роботи; - коефіцієнт готовності; - питомі витрати на проведення ТО	1 2 3	I

Таблиця 2

Ознака класифікації	Значення ознаки (інтервал значень середньої наробітки на відмову), год.	Середнє значення параметру потоку відмов, год.$^{-1}$	Позначення	Позиція в кортежі
Величина наробітку елементу системи на відмову	менше 1500	$1{,}2 \cdot 10^{-3}$	1	II
	1500 ÷ 7500	$2{,}5 \cdot 10^{-4}$	2	
	7501 ÷ 33500	$0{,}5 \cdot 10^{-4}$	3	
	33501 ÷ 165000	$1{,}0 \cdot 10^{-5}$	4	
	165001 ÷ 840000	$2{,}0 \cdot 10^{-6}$	5	
	840001 і більше	$4{,}0 \cdot 10^{-7}$	6	

Таблиця 3

Ознака класифікації	Значення ознаки (інтервал значень кратності резервувань функції)	Середнє значення кратності резервування	Позначення	Позиція в кортежі
Кратність резервування функцій, які виконуються елементом системи	0 (резерву немає)	–	1	III
	0,5 ÷1,5	1,0	2	
	1,5 ÷ 2,5	2,0	3	
	2,5 ÷ 3,5	3,0	4	
	3,5 ÷ 4,5	4,0	5	
	понад 4,5		6	

Таблиця 4

Ознака класифікації	Значення ознаки (достовірність контролю)	Позначення	Позиція в кортежі
Ефективність засобів та методів оцінки стану елементів	0 – 0,2 0,21 – 0,4 0,41 – 0,6 0,61 – 0,8 0,8 – 1,0	1 2 3 4 5	IV

Таблиця 5

Ознака класифікації	Значення ознаки (Δt на виконання роботи, хв.)	Позначення	Позиція в кортежі
Середній час перевірки справності або контролю працездатності елементу системи	понад 60 30 ÷ 60 15 ÷ 30 до 15	1 2 3 4	V

Таблиця 6

Ознака класифікації	Значення ознаки (інтервал часу на виконання роботи, $T_{в2}$, год.)	Позначення	Позиція в кортежі
Середній час відновлення елементу системи, що відмовив	> 2 1 ÷ 2 0,5 ÷ 1 до 0,5	1 2 3 4	VI

Таблиця 7

Базові значення кортежу	Форма ТО
1 2.2.2.2.2.	оперативні види ТО
1 3.3.3.2.2.	Ф 1
1 4.4.3.2.3.	Ф 2
……..	……
2 4.4.4.2.2.	Ф 3
……...	оперативні види ТО
3 4.3.4.3.3.	Ф 3
3 5.2.3.3.3.	Ф 3

Таблиця 8

Експлуатаційні властивості об'єктів експлуатації	Керуючі впливи
1. Надійність виробу АТ	- збільшення значень напрацювань на відмову за рахунок вибору менш навантажених режимів в експлуатації ; - вибір матеріалів об'єктів експлуатації; - конструктивне вдосконалення виробів;
2. Кратність резервування елементів систем	- збільшення кратності резервування елементів системи, змінення функціональних схем систем АТ
3. Ефективність засобів та методів оцінки стану виробів	Впровадження більш ефективних методів діагностування виробів авіаційної техніки: - забезпечення експлуатаційної технологічності об'єкті контролю;

Використання кортежу зручно для запису інформації про об'єкт при автоматизованому рішенні практичних завдань, тому що кожний компонент кортежу займає в ньому певне положення, що дозволяє досить ощадливо робити запис інформації і її пошук. Метою створення автоматизованої системи є оптимізації про-

цесів технічного обслуговування виробів АТ, на основі розробки економічно обґрунтованих цілеспрямованих рекомендацій з удосконаленням виробів АТ, що забезпечують впровадження ефективних стратегій і режимів ТО.

Висновки

На основі запропонованого методу вирішуються наступні задачі:

- формування змісту й обсягу ТО ПС з урахуванням конструктивних особливостей АТ, таких, як: безпечна пошкоджуваність конструкцій; високі значення показників надійності; висока ступінь резервування виробів і функціональних систем; рівень експлуатаційної технологічності і контролепридатності об'єктів експлуатації;
- корегування режимів ТО з урахуванням регіональних особливостей експлуатації АТ;
- визначення оптимальних варіантів конструктивної будови складних систем ПС з урахуванням заданих характеристик надійності комплектуючих елементів;
- оцінювання збалансованості конструктивних рішень по кожному виробу АТ з урахуванням сукупності експлуатаційних факторів.

Такий підхід для прийняття відповідальних рішень дозволяє сполучити оптимізацію із прогнозуванням, при цьому безпосередньо прогнозуються не параметрами моделі, а вхідні дані в математичну модель, що служить для визначення оптимального сполучення властивостей об'єкта експлуатації. Приймаючи цю гіпотезу, питання «які будуть параметрами об'єкта?» заміняємо питанням «які повинні бути параметри?», що дозволяє два окремі завдання - прогнозування й оптимізація - звести до одного загального завдання. Очевидно, що при сполученні безпосереднього прогнозування з оптимізацією з'являються можливості активно й ефективно управляти якістю виробів авіаційної техніки відповідно до прийнятої цільової функції замість пасивного спостереження за його зміною в минулому.

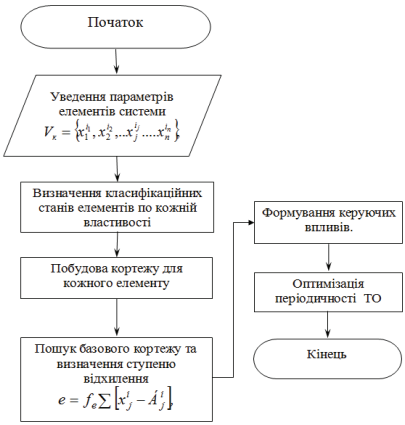


Рис. 1. Блок схема автоматизованої системи

Список літератури

1. *В.І. Бурлаков, О.В. Попов, Д.В. Попов.* Метод керування процесами проектування й технічної експлуатації авіаційної техніки. Матеріали VII Міжнародної науково-технічної конференції „АВІА - 2006". – Київ, 2006. Том 2. – С. 3.9-3.12.
2. *Д.В. Попов* Метод формування регламентів технічного обслуговування повітряних суден // Автоматика. Автоматизація. Електротехнічні комплекси та системи ВАК.– Евпаторія.: 2009. – №1. –С. 105-110.

УДК 620.192.7193.5;536.75-541.118

Б.А. Грязнов, доктор технических наук,
Ю.С. Налимов, кандидат технических наук (Институт проблем прочности им. Г.С.Писаренко НАН Украины, Украина, г.Киев)
Е.И. Юрченко,
А.С. Тугаринов, кандидат технических наук,
(Национальный авиационный университет, Украина, г.Киев)

ХАРАКТЕРИСТИКА ТИПОВЫХ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ ПОВРЕЖДЕНИЙ ЛОПАТОК ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ И ИХ ПРИЧИНЫ

Дана классификация типовых повреждений лопаток компрессоров и турбин газотурбинных двигателей, характеристика этих повреждений и причин их возникновения. Показано влияние некоторых повреждений на усталостную прочность лопаток.

Надежность и долговечность газотурбинных двигателей (ГТД) в целом определяются работоспособностью наиболее ответственных и нагруженных элементов, каковыми являются рабочие лопатки ГТД.

Рабочие лопатки компрессора и турбины работают в различных силовых и температурных условиях и, как следствие, имеют различную степень повреждения от тех или иных факторов.

Все повреждения можно разбить на три большие категории в соответствии с закономерностями их возникновения. Эти категории следующие:

- первоначальные повреждения;
- случайные повреждения;
- повреждения, подчиняющиеся закону распределения.

Первоначальные повреждения – это различные технологические дефекты при изготовлении детали или нарушения нормальных условий хранения, перевозки и т.п.

Случайные повреждения появляются непредвиденным образом из-за причин, обусловленных окружающими условиями, в которых эксплуатируется двигатель. Повреждения, подчиняющиеся закону распределения, происходят вследствие уменьшения работоспособности некоторых материалов или ухудшения свойств элементов двигателя, важных для их нормальной работы.

Процесс ухудшения может происходить вследствие истирания, коррозии или при выработке ресурса, когда повреждения возникают из-за механической или термической усталости. В этих случаях вероятность появления повреждений возрастает с увеличением времени эксплуатации детали или элементов двигателя. Примером таких повреждений является повреждения турбинных лопаток при их длительной работе при высокой температуре [2, 3].

Повреждения рабочих лопаток в процессе эксплуатации можно рассматривать как неисправности (риски, износ бандажных полок и торцов лопатки), если они устраняются восстановительным ремонтом, или как отказы

(трещины, коррозия, эрозия поверхности и др.), если лопатки разрушаются или бракуются при переборке двигателя [1].

Повреждения лопаток компрессора. *Повреждение посторонними предметами* заключается, главным образом, в появлении небольших забоин и рисок на профиле лопатки, которые сами по себе не опасны, но являясь концентраторами напряжений, увеличивают уровень локальных вибронапряжений и повышают вероятность разрушения лопаток от усталости.

Появление забоин около основания лопаток или на входных и выходных кромках более опасно, чем у внешних концов лопаток.

В авиационной промышленности действует отраслевой стандарт [4], который предназначен для определения механических повреждений, допустимых при эксплуатации или подлежащих исправлению при различного вида ремонтах или требующих замены поврежденных лопаток на двигателе.

Стандарт четко определяет величины механических повреждений, допустимых при эксплуатации. Повреждения отличаются не только размерами, но и формой, и местом расположения. На рис. 1 показаны примеры измерения величины повреждений.

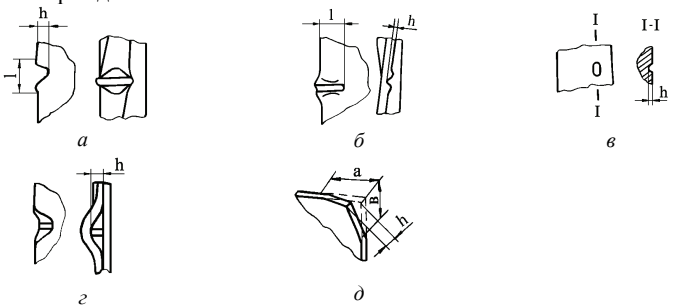


Рисунок 1. Виды повреждений лопаток от попадания посторонних предметов: *а* – забоина на входной кромке (лобовой удар); *б* - забоина на входной кромке по касательной к радиусу закругления кромки; *в* – забоина (вмятина) на профильной части пера; *г* – выпучивание (погнутость); *д* – отгиб угла лопатки

На рис. 2 показана рабочая лопатка компрессора низкого давления двигателя Д-36 с разделением на зоны, где допускаются или не допускаются повреждения.

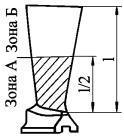


Рисунок 2. Рабочая лопатка компрессора низкого давления двигателя Д36 с разбивкой на зоны, где повреждения допускаются и не допускаются: зона *А* – повреждения не допускаются; зона *Б* – повреждения допускаются определенного размера.

Разрушение от усталости. В большинстве случаев отказы рабочих лопаток компрессора происходят от усталости [1,5]. Причинами разрушения рабочих лопаток компрессора от усталости могут быть следующие факторы [5]:

- конструктивные (наличие резонансных, срывных, связных колебаний и т.п.);

- технологические (нарушение режимов штамповки или термообработки; отклонение геометрии профильной части лопатки от ТУ чертежа; локальная структурная неоднородность – прижоги; насыщения материала водородом; остаточные напряжения, перенаклеп кромок и т.п.);

- эксплуатационные (попадание крупных посторонних предметов; нарушение режимов эксплуатации или условий консервации и хранения и т.п.).

Статистика распределения этих дефектов следующая: 29% - конструктивные; 17% - технологические; 11% - эксплуатационные; 43% - дефектов от одновременного влияния конструктивных, технологических и эксплуатационных причин (комплекса причин) (рис. 3) [5].

Известно, что процесс усталостного повреждения, вообще, в том числе и в лопатке условно разделяется на три стадии: зарождение макротрещины и ее устойчивое, стабильное развитие; ускоренное движение (рост) трещины; статический долом.

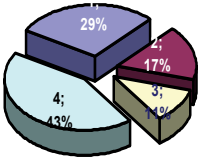


Рисунок 3. Статистика причин разрушения рабочих лопаток компрессора от усталости: *1* – конструктивные; *2* – технологические; *3* – эксплуатационные; *4* – комплекс причин

Эрозия и коррозия. Эрозионный износ поверхности пера лопаток происходит под действием песка, пыли, частиц воды и т.п., которые засасываются воздушным потоком в тракт двигателя.

В работе [6] исследовали лопатки первой ступени компрессора из стали 14Х17Н2 после наработки в эксплуатации 1000, 2000 и 4000 часов, которые имели эрозионный износ поверхности. Как показали дальнейшие исследования, их предел выносливости снизился на 5-12% (рис. 4).

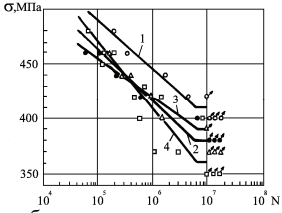


Рисунок 4. Кривые усталости рабочих лопаток компрессора из стали 14Х17Н2Ш: *1* – без наработки (исходные); *2* – с наработкой 1000 ч; *3* – 2000 ч; *4* – 4000 ч

Повреждения лопаток турбины. Основными причинами разрушения и снижения несущей способности турбинных лопаток являются:

1. Вибрационные напряжения и, как следствие, разрушение от усталости.

2. Термическая усталость.

3. Изменение свойств и структуры поверхностных слоев металла лопаток от длительной работы при высокой температуре.

4. Коррозионно-эрозионные повреждения.

5. Повреждения по механизму ползучести.

Вибрационные напряжения. Источником возбуждения вибраций лопаток являются импульсы, возникающие при прохождении рабочих лопаток мимо сопловых лопаток. Вибрации могут возбуждаться также в результате неравномерностей, создаваемых газовыми потоками из отдельных камер сгорания.

Наиболее распространенным видом разрушения лопаток турбины являются усталостные по профильной части пера [1]. Характерны также разрушения от совместного действия статической и вибрационной нагрузок. В этом случае разрушение происходит в корневом сечении пера или по ножке хвостовика елочного типа.

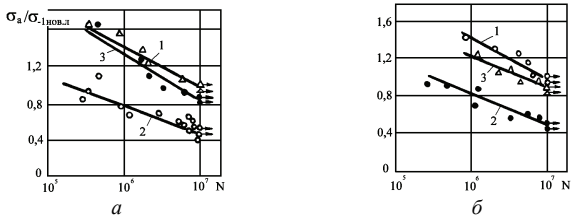
Обычно трещины располагаются на входной и выходной кромках, иногда со стороны спинки лопатки.

Термическая усталость. При эксплуатации транспортных ГТД неизбежны переходные режимы работы двигателей (пуск, остановка, изменения режима), при которых температуры входной и выходной кромок турбинной лопатки изменяются быстрее, чем температура более массивной части, т.е. присутствует градиент температуры по толщине элемента. Значительная разность температур определяет появление термонапряжений, что приводит к разрушению лопаток от термической усталости.

Изменение свойств и структуры поверхностных слоев металла лопаток. Причиной является перегрев лопаток вследствие подачи избыточного топлива при ускоренном запуске, при неисправности термопара, также из-за падения КПД компрессора [1].

Коррозионно-эрозионные повреждения. Сами по себе коррозионные язвы и эрозионные повреждения не являются критическими для прочности лопаток, но находясь в зоне больших вибрационных напряжений и являясь концентраторами напряжений, могут привести к зарождению трещины усталости и дальнейшему разрушению.

Результаты испытаний на усталость (рис. 5) рабочих лопаток I и II ступеней (новых и с эксплуатационной наработкой) показали, что повреждения, полученные лопатками при эксплуатационной наработке 20000 ч, вызывает значительное снижение выносливости исследованных лопаток.



а *б*

Рисунок 5. Кривые усталости рабочих лопаток I (*а*) и II (*б*) ступеней турбины стационарного ГТД: *1* – новые лопатки; *2* – с эксплуатационной наработкой 20000 ч; *3* – с наработкой 20000 ч и с зачищенными кромками (*стрелками обозначены экспериментальные точки, соответствующие не разрушившимся лопаткам*)

Металлофизические исследования лопаток после эксплуатационной наработки 20000 ч, показали, что в поверхностных слоях лопаток происходят существенные изменения, которые проникают на значительную глубину. Послойный химический анализ показал значительные изменения химического состава поверхностного слоя, вызванные длительной эксплуатационной наработкой.

Повреждения по механизму ползучести. Воздействие высоких температур на структуру сплавов стимулирует повреждения и разрушения от высокотемпературной ползучести лопаток турбины, а иногда и лопаток компрессора ступеней высокого давления. Обычно ползучесть проявляется в виде удлинения лопатки в процессе нормальной эксплуатации. Лопатки бракуются, когда накопленная деформация ползучести достигает установленной допустимой величины [7].

Выводы: 1 – каждое из различных видов нагружений лопаток приводят к их характерным отказам и неисправностям; 2 – каждое из указанных повреждений приводит к различной степени уменьшения усталостной прочности, что дает основание оценивать степень их опасности для конструкции газотурбинного двигателя, а следовательно, к установлению их допустимых пределов.

Список литературы

1. *Трощенко В.Т., Матвеев В.В., Грязнов Б.А. и др.* Несущая способность рабочих лопаток ГТД при вибрационных нагружения. – Киев: Наук.думка, 1981. 314 с.

2. *Лозицкий Л.П., Лапшов В.Ф., Карповы Е.Н. и др.* Исследование долговечности рабочих лопаток турбины в условиях нестационарного трехкомпонентного нагружения //Надежность и долговечность авиационных газотурбинных двигателей. – Киев: КИИГА, 1973. – Вып. 4. – С.3-13.

3. *Третьяченко Г.Н., Кравчук Л.В., Куриат Р.И. и др.* Несущая способность лопаток газовых турбин при нестационарном тепловом и силовом воздействии. – Киев: Наук.думка, 1975. 294 с.

4. ОСТ 1 00304-79 Лопатки газотурбинных двигателей Нормирование повреждений лопаток компрессоров от попадания посторонних предметов. – Введ. 01.07.79.

5. *Петухов А.Н.* Сопротивление усталости деталей ГТД. – М.: Машиностроение. 1993. – 233с.

6. *Богуслаев В.А., Яценко В.К., Притченко В.Ф.* Технологическое обеспечение и прогнозирование несущей способности деталей ГТД. – Киев: Издкая фирма «Манускрипт». – 1993. – 332 с.

7. *Tim J. Carter.* Failures in gas turbine blades. Engineering Failure Analysis 12 (2005), P. 237–247.

УДК 532.528:665.753(043.2)

О.С. Пузік, Т.В. Тарасенко, к.т.н.
(Національний авіаційний університет, Україна, м. Київ)

ВПЛИВ НАСИЧЕННЯ АВІАЦІЙНОГО ПАЛИВА ВОДОЮ НА АКУСТИЧНИЙ СПЕКТР ГІДРОДИНАМІЧНОЇ КАВІТАЦІЇ

Виявлено складність прямих методів діагностування обводнення авіаційного палива. Експериментально досліджено вплив збільшення концентрації води в паливі на його акустичний спектр.

Постановка проблеми. Кількість води у нафтопродуктах регламентовано суворими нормами. Зважаючи на існування води в паливах у вільному та розчиненому станах обмежується загальний допустимий вміст води у нафтопродукті. Для авіаційного палива зокрема масова частка води має не перевищувати 0,003 %. Аналіз кондиційності палив відбувається в лабораторіях нафтобаз та паливно-заправних комплексів. Зокрема наявність води та її вміст може бути визначений по ГОСТ 2477 шляхом нагрівання проби з нерозчинним у воді розчинником і вимірюванні об'єму сконденсованої води у приймачі-пастці; по ASTM D 4006 з аналогічною процедурою діагностування; по ISO 9030 (ASTM D 4007, ASTM D 1796) шляхом використання відцентрових сил; по ГОСТ 14870 шляхом використання трьох способів візуального титрування реактиву Фішера, що ґрунтуються на взаємодії йоду із сірчаним анігідридом за участю води та утворення йодистоводневої кислоти та сірчаного анігідриду в середовищі метанолу та піридину; по ASTM D 4377 понтенціометричним титруванням за Фішером; по ASTM D 1744 електрометричним титруванням за Фішером [1]. Всі вищезазначені методи мають значну вартість витратних матеріалів та потребують певної кваліфікації дослідника.

Перед та під час заправлення повітряних суден (ПС) здійснюється візуальний контроль стану авіапалива за допомогою індикаторних приладів, які мають якісний характер вимірювання, тобто відбраковують або підтверджують придатність досліджуваної речовини до використання, але, як відомо, атмосферна волога здатна потрапляти в нафтопродукти в тому числі внаслідок її конденсації з повітря [2] на стінках ємності зберігання за умови різниці температур між повітрям в газовому просторі ємності та її стінками. Конденсація на стінках відбувається особливо активно, коли вони сильно охолоджуються ззовні, наприклад, холодним повітрям під час польоту ПС на великих висотах. Єдиним атестованим, згідно з [3, Додаток 30 до пункту 4.3.12 - Практичне керівництво зі специфікацій на авіаційні палива для турбореактивних двигунів. ИАТА, 5-е видання, Проект 2, 23 липня 2003 р. Частина III – ЧИСТОТА ТА ЗАСТОСУВАННЯ] пристроєм для кількісного визначення води в пробі палива є «Aqua-Glo», принцип дії якого збігається з ASTM D 3240 «Standard Test Method for Undissolved Water In Aviation Turbine Fuels». Даний метод, описаний у міжнародному стандарті, дозволяє визначати концентрацію води від 1 до 60 частинок на мільйон (ppm – parts per million) або від 0,0001 до 0,006 % за допомогою порівняння еталонів та досліджуваних зразків після просвічування

ультрафіолетовим компаратором. Однак, згідно з інструкцією [4] навіть цей метод не реагує на розчинену воду та залежить від ступеня її розчинності й температури палива.

Аналіз останніх досліджень і публікацій. Аналіз літератури з даної тематики та існуючих методик кількісного контролю вмісту води в авіапаливах [5,6] дозволяє стверджувати про незакінченість у вирішенні поставленого питання.

До невирішених раніше частин загальної проблеми відноситься відсутність придатних до подальшого вдосконалення методик для визначення вмісту води в паливі, що не використовують хімічну взаємодію реагентів з нею або відмінність її електрофізичних властивостей від аналогічних показників чистого палива.

З огляду на все вищенаведене **метою роботи** є виявлення принципово нових залежностей властивостей авіапалива від вмісту води в ньому для подальшого розроблення методики діагностування обводнення.

Результати роботи. У попередніх працях автору вдалось виявити певні закономірності в залежностях тиску насиченої пари та акустичного спектру авіапалива від вмісту води в ньому [7,8]. Для отримання результатів аналізу акустичного спектру гідродинамічної кавітації спроектовано та виготовлено експериментальний стенд (рис. 1).

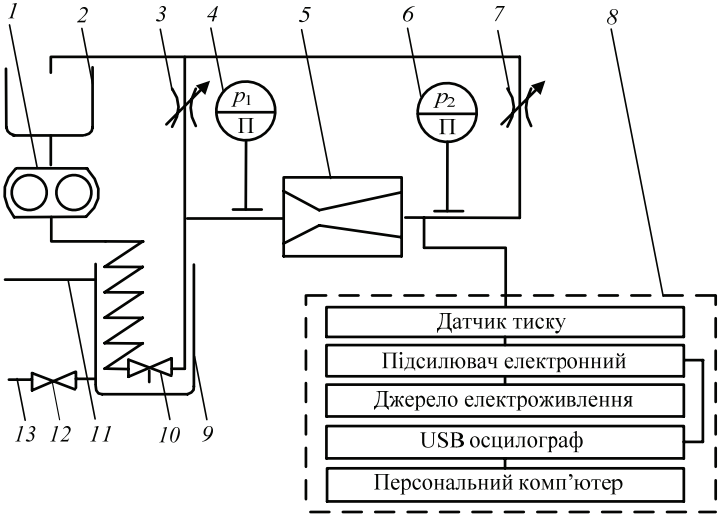


Рис. 1 – Принципова схема експериментального стенду для дослідження акустичного спектру гідродинамічної кавітації пально-мастильних матеріалів:
1 – шестерний насос 2 – бак; 3,7 – дросельні крани; 4,6 – манометри; 5 – кавітаційний генератор пульсацій; 8 – вимірювальний блок; 9 – бак для охолодження; 10 – зливний кран; 11 – лінія подавання холодної води; 12 – перекривний кран; 13 – лінія зливу

Джерелом тиску в стенді є шестерний насос *1*, під дією якого робоча рідина з баку *2*, потрапляє у змійовик, що знаходиться в баці *9*, куди по лінії *11* безперервно надходить та з якого по лінії *13* через кран *12* зливається вода. Завдяки теплообміну, що ефективно охолоджує рідину в установці, протягом всього експерименту підтримується стабільна температура. Далі рідина потрапляє в кавітаційний генератор пульсацій *5*, тиск на вході ти виході з якого контролюється манометрами *4* та *6* і регулюється дросельними кранами *3* та 7, та повертається у бак *1*. Кран *10* слугує для зливання залишків робочої рідини після проведення експериментів. Дослідження акустичного спектру здійснюється вимірювальним блоком *7*. П'єзоелектричний датчик в ньому сприймає пульсації та перетворює їх в електричний сигнал, USB осцилограф дає змогу спостерігати сигнал в часовій та частотній областях, здійснивши перетворення Фур'є.

Дослідження проводились за трьома методиками: використання підготованих проб у випадковому порядку, донасичення проби та безперервного збільшення вмісту води у пробі. На першій методиці було випробувано три режими роботи стенду та обрано оптимальний. Для кількісного оцінювання записаного масиву інформації використано різні методи, один з яких дав позитивний результат. Отримано залежності (рис. 2) сумарної потужності акустичного спектру гідродинамічної кавітації від концентрації води в авіаційному паливі, обчислені двома способами: усередненням результатів всіх реалізацій та їх сумуванням (спосіб 1), підрахунком потужності для всіх значень сигналу кожної з реалізацій, сумуванням та усередненням (спосіб 2).

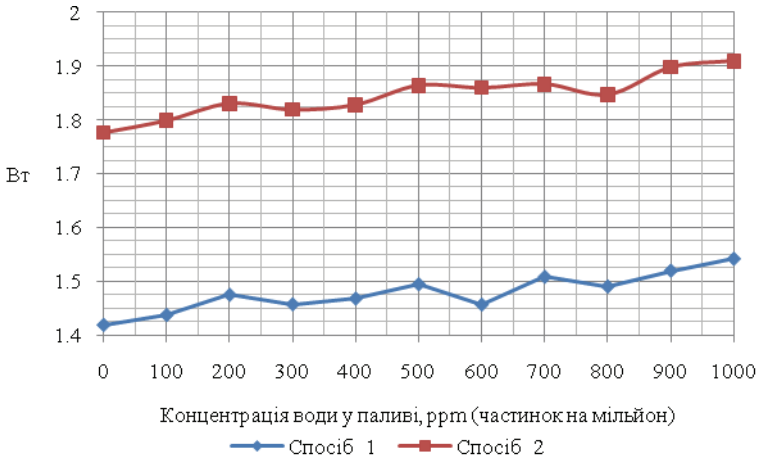


Рис. 1 – Залежність потужності акустичного спектру від вмісту води в авіапаливі

Якісно порівнювались акустичні спектри гідродинамічної кавітації для випадків з різною концентрацією води у авіапаливі. Виявлено, що відмінності спектрів, як у всьому досліджуваному діапазоні частот, так і в найінформативніших з точки зору варіації величин амплітуд смуг частот, мають переважно хаотичний характер.

Висновки

1. Спроектований та виготовлений експериментальний стенд дозволяє працювати на різних режимах роботи та обрати оптимальний.

2. Представлено результати досліджень за другою із трьох методик, що не поступається іншим за інформативністю та достовірністю, але переважає за економічністю ресурсів.

3. Отримані експериментальні залежності дають підстави стверджувати про існування прямої нелінійної залежності між вмістом води та сумарною потужністю акустичного спектру гідродинамічної кавітації авіапалива.

4. Обчислення способом 2 лише збільшують кількісно величину потужності для кожної з концентрацій, не змінюючи при цьому характер залежностей, порівняно із способом 1.

5. Подальші дослідження будуть спрямовані на виявлення межі концентрації води у паливі, при якій зростання сумарної потужності акустичного спектру є настільки незначними, що не дозволятимуть застосування методики з використанням отриманих залежностей.

Список літератури

1. Горюче-смазочные материалы: Энциклопедический толковый словарь-справочник / под ред. В.М. Школьникова. – М.: ООО «Издательский центр «Техинформ» Международной Академии Информатизации»,2007.– 736 с.

2. *Сивухин Д.В.* Общий курс физики: учебное пособие: в 5 т. – 4-е изд., стереотип. – М.: ФИЗМАТЛИТ; Изд-во МФТИ, 2003. – Т. II: Термодинамика и молекулярная физика. – 576 с.

3. Інструкція з забезпечення заправлення повітряних суден паливно-мастильними матеріалами і технічними рідинами в підприємствах цивільного авіаційного транспорту України Наказ №416 від 14.06.2006. – К.: 2006.– 141 с.

4. Портал американської міжнародної добровільної організації, що розробляє та видає стандарти для матеріалів, продуктів, систем та послуг (ASTM International – American Society for Testing and Materials). – Режим доступу: http://www.astm.org.

5. *Суслин М.А*. Микроволновый контроль авиационных ГСМ с использованием радиотехнических методов расчета цепей с распределенными параметрами / М.А. Суслин. – М.: «Издательство Машиностроение-1»,2006.– 120 с.

6. *Топильский А.В.* Микроволновые резонаторные методы определения объемного влагосодержания в жидких углеводородах: автореф. дис. канд. техн. наук: 05.11.13 / Топильский Алексей Викторович. – Тамбов, 2004.

7. *Глазков М.М.* Кавітаційні пристрої для введення присадок в авіаційне паливо та контроль його обводнення / М.М. Глазков, В.Г. Ланецький, О.С. Пузік // Промислова гідравліка і пневматика. – 2011. – №4(34). – С. 105-108.

8. *Пузік О.С.* Вплив води в авіаційному паливі на акустичний спектр кавітації / О.С. Пузік, А.А. Новосад // Промислова гідравліка і пневматика: XIII Міжнародна науково-технічна конференція АС ПГП, 19-20 вересня 2012р.: тези доп. – Вінниця, 2012. – С. 41.

УДК 620.178.16(045)

А.И. Богданович, кандидат технических наук,
(Национальный авиационный университет, Украина, г.Киев)

ПРАКТИЧЕСКОЕ ИСПОЛЬЗОВАНИЕ КИНЕТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ НОРМАЛЬНОГО МЕХАНО-ХИМИЧЕСКОГО ИЗНОСА

В статье приведены результаты трибокинетических испытаний авиатоплив РТ, ТС-1, ТС-1 длительного хранения и авиамасла АМГ-10 для двух стадий трибореакции: механо-химического модифицирования и поверхностного разрушения, т.е. собственно износа.*

Постановка задачи. Развитие авиационной, как гражданской, так и военной техники, невозможно без повышения продуктивности, надежности, прочности, экономичности машин, механизмов, агрегатов. Особую актуальность эти требования приобретают при разработке, производстве и эксплуатации образцов вышеуказанной техники. Повышение прочности, надежности, и продуктивности образцов техники зависит от поверхностной прочности, т.е. износа отдельных узлов агрегатов, который зависит от динамического равновесия образования и разрушения вторичных структур (*ВС*). В свою очередь, повышение поверхностной прочности конструкционных материалов трибосопряжений и улучшение противоизносных свойств горюче-смазочных материалов невозможно без проведения износовых, т.е. триботехнических испытаний, но для оценки их результатов необходимо использовать энергетические, универсальные, инвариантные, хотя бы в каком-нибудь одном диапазоне значений нагрузок (P) и скоростей скольжения ($V_{ск}$), критерии оценки противоизносных свойств материалов трибосопряжений. Критериями оценки, отвечающими всем перечисленным требованиям, предложены – энергия активации поверхностного разрушения (E^P), т.е. износа, третьей стадии трибореакции [1] и энергия активации химического модифицирования (E^M), т.е. образования ВС. Эти критерии – энергетические по сути, универсальные по применению, инвариантные в диапазоне структурной приспосабливаемости материалов трибосопряжений, что было экспериментально доказано [1,2].

Цель – систематизировать полученные данные значения E^P и E^M, дополнить энергетико-активационный матричный критерий оценки противоизносных свойств материалов трибосопряжений [3] и банк данных значений E^P и E^M, тем самым показать практическое использование кинетической модели нормального механо-химического износа.

Результаты. Разработанная раннее [1] кинетическая (физико-химическая) модель нормального механо-химического износа представляет трение как обобщенную трехстадийную трибологическую реакцию (трибореакцию-ТР) наиболее полно описываемую следующим образом:

$$Me^0 + RB \underset{\leftarrow}{\xrightarrow{A}} Me_{x_1}(RB)^*_{y_1} \xrightarrow{M} Me_{x_2}B^*_{y_2} \xrightarrow{P} Me_{x_3}B_{y_3} + Me^0, \quad (1)$$

где Me^o – ювенильный металл; RB – смазочный материал; x_i, y_i – индексы, обозначающие парциальные коэффициенты компонентов, являющиеся аналогами

стехиометрических коэффициентов в истинно химической реакции; $Me_{x1}(RB)^*_{y1}$ – адсорбционный комплекс, образующийся в результате адсорбции смазочного материала (*RB*) на ювенильные участки поверхностей конструкционных материалов трибосопряжений (Me^o), активный по отношению к последующей стадии; $Me_{x2}B^*_{y2}$ – модифицированные (диссипативные вторичные) структуры, активные по отношению к стадии поверхностного разрушения (*P*); $Me_{x3}B_{y3}$ – комплекс поверхностного разрушения (продукты износа), по сути – продукт трибореакции. В простейшем случае можно рассматривать только влияние активного компонента смазочного материала-присадки (*R* – углеводородный радикал присадки; *B* – активный компонент присадки).

Согласно разработанной расчетно-экспериментальной методики оценки кинетических критериев и энергий активации III-й стадии ТР-поверхностного разрушения (*P*), после трибокинетических испытаний, измерили диаметр пятен износа каждого шара из стали ШХ15 (ГОСТ 801-78) в двух взаимоперпендикулярных направлениях и рассчитали средние арифметические значения диаметров пятен износа – *d*, средние значения *d* трех пятен износа – d_c и средние значения d_c трех и более испытаний – d_{cp}. Рассчитали объем износа шара, имеющего форму шарового сегмента, диаметр основы которого и есть диаметр пятна износа. Суммируя объем износа трех шаров (суммарный объем износа одного испытания) получили среднее арифметическое значение суммарного объема износа трех или больше испытаний V_c.

Следующий этап трибокинетического эксперимента – расчет скорости реакции, в данном случае III-й стадии трибореакции [1], т.е. скорость износа, которую рассчитываем по следующей формуле

$$\omega = \frac{\Delta V_c}{\Delta t_c} = \frac{V_{cti} - V_{cti-1}}{t_i - t_{i-1}}, \qquad (2)$$

где V_{cti} и V_{cti-1} – средние значения суммарного износа трех шаров в моменты времени t_i и t_{i-1} соответственно.

Результаты расчетов ω для каждого из интервалов времени $\Delta t = t_i - t_{i-1}$ были использованы для оценки порядка реакции износа N^P для начального Δt_1 и конечного Δt_3 интервалов времени по следующей формуле:

$$N^P = \frac{lg\,\omega_1 / \omega_3}{lg\,V_{c1} / V_{c3}}, \qquad (3)$$

де ω_1 и ω_3 - скорости износа для интервалов времени t_1 и t_3 соответственно; V_{c1} и V_{c3} – средние значения суммарных объемов износа шаров для интервалов времени t_i и t_{i-1} соответственно.

Константы скорости износа K^P рассчитывали с использованием конечных значений V_c в интервале времени Δt, т.е. по формуле:

$$K^P = \frac{\Delta V_c}{\Delta t \cdot V_{ca}} = \frac{\omega}{V_{ca}}, \qquad (4)$$

где V_{ca} – среднее арифметическое значение V_c в начале и в конце интервала Δt.

Зная константы скорости износа при двух температурах, согласно уравнения Аррениуса, рассчитали энергию активации износа E^P:

$$E^P = \frac{R \cdot T_1 \cdot T_2}{T_2 - T_1} ln \frac{K_2^P}{K_1^P} = \frac{1{,}9144 \cdot T_1 \cdot T_2}{T_2 - T_1} lg \frac{K_2^P}{K_1^P} \times 10^{-2} \ кДж/моль. \qquad (5)$$

где K^P_1 и K^P_2 – константы скорости износа, установленные при температурах T_1 и T_2 соответственно; 1,9144 – произведение газовой постоянной R = 8,3143×10^3 Дж/^{0}К·моль и модуля перевода натуральных логарифмов в десятичные, равные 2,3036.\

Кинетические характеристики II стадии *ТР* - механо-химического модифицирования - оценивали по относительной площади вторичных структур (*ВС*):

$$d = \frac{S_{BC}}{S_k} \cdot 100\%, \qquad (6)$$

где $S_K = S_1 + S_2 + S_3$ – полная площадь контакта, равна сумме площадей пятен износа трех шаров; $S_{вс}$ - часть площади контакта, занятая *ВС*, рассчитываемой по формуле

$$S_{BC} = S_k - \frac{\Delta V_{CP}}{\Delta t \cdot K^P \cdot h_{BC}}, \qquad (7)$$

где $\Delta V_{ср} = V_{cpti} - V_{cpti\text{-}1}$ - интервал средних значений суммарных объемов износа трех шаров, отвечающих двум значениям интервала Δt: $V_{cpti–ti}$ і $V_{cpti\text{-}1\text{-}ti\text{-}1}$ соответственно; h_{BC} - толщина *ВС* или механо-химического модифицирования, величина переменная: с ростом длительности испытаний t - уменьшается.

Сегодня оценить h_{BC} различными способами, с достаточно удовлетворительной, для расчета кинетических и энергетико-активационных характеристик, точностью невозможно. Поэтому h_{BC}, необходимые для расчета S_{BC} и относительной площади *ВС,* выбирали соблюдая вышеуказанное условие уменьшения $h_{вс}$ с увеличением t и первый порядок II стадии ТР - механо-химического модифицирования, т.к. трибохимические (трибокинетические) реакции минеральных и жировых смазывающих материалов, как правило, имеют первый порядок [1]. Зная, что до нанесения или погружения твердофазных элементов трибосопряжения в смазывающий материал их поверхность покрыта окислительными пленками, защищающими от неактивированного химического взаимодействия с окружающей воздушной средой так же, как *ВС*, с известной степенью условности можно считать эти пленки на начальный момент времени $t = 0$ вторичными структурами. Отсюда следует равенство $S_{BC} = S_k$, т.к. в начальный момент времени такими пленками покрыта вся площадь твердофазных элементов, а из уравнения (6) следует, что d=100%, т.е. начальная точка кинетических графиков при $t = 0$ всегда известна.

Таким образом, были получены значения кинетических параметров (ω, N^P, K^P) и энергии активации износа (E^P) авиатоплив РТ ($E^P_{РТ}$ = 21,278 кДж/моль) [1], ТС-1 ($E^P_{ТС\text{-}1}$ = 20,314 кДж/моль) [4] и ТС-1* длительного хранения ($E^P_{ТС\text{-}1*}$ = 19,581 кДж/моль) [5] и авиамасла АМГ-10 ($E^P_{АМГ\text{-}10}$ = 52,122 кДж/моль) [1], а также аналогичные параметры (ω^M, N^M, K^M) и энергия активации механо-химического модифицирования E^M этих же материалов – $E^M_{РТ}$ = 1,138 кДж/моль [1], $E^M_{ТС\text{-}1}$ = 0,296 кДж/моль [6], $E^M_{АМГ\text{-}10}$ = 9,388 кДж/моль [2].

Выводы.

1. Полученные результаты кинетических параметров и энергий активации двух стадий ТР: механо-химического модифицирования (E^M) и поверхностного разрушения, т.е. износа (E^P), подтверждают адекватность кинетической модели и расчетно-экспериментальной методики оценки кинетических параметров нормального механо-химического износа и конструктивность расчетно-экспериментальной методики оценки кинетических параметров и энергий активации трех стадий ТР.

2. Для образования более противоизносных *ВС* необходимо больше E^M.

3. Значение $E^M_{ТС\text{-}1}$ = 0,296 кДж/моль в ≈ 3,8 раза меньше аналогичного значения для РТ $E^M_{РТ}$ = 1,138 кДж/моль, что позволяет использовать E^M в качестве критерия оценки противоизносных свойств смазочных материалов, износостойкости и совместимости конструкционных материалов.

4. В смазочных материалах с большей вязкостью (АМГ-10) энергия активация механо-химического модифицирования (E^M) больше, т.е. для образования более износостойких ВС необходимо больше E^M.

5. Полученные значения E^M и E^P дополнили энергетико-активационный матричный критерий оценки износостойкости и совместимости материалов трибосопряжений, а также банк данных энергий активации двух стадий ТР: механо-химического модифицирования и поверхностного разрушения, т.е. износа.

Список литературы

1. *Богданович А.И.* Кинетические и энергетико-активационные характеристики износостойкости и совместимости материалов трибосопряжений: автореф. дис. канд. техн. наук. – Киев, 1987. – 20с.

2. *Богданович О.І.* Технологія оцінки енергії активації механохімічного модифікування сталі ШХ15 у вуглеводни середовищах.– Матеріали V Міжнародної науково-техн. конф. «АВІА-2003» НАУ, 23-25 квітня 2003р., т.IV, Київ, 2003, с.43.73 – 43.77.

3. *Бершадский Л.И., Богданович А.И., Назаренко П.В.* Энергетико-активационный матричный критерий совместимости. - В кн.: Триботехника - машиностроению: Тез. докл. III Моск. науч.-техн. конф. (2-4 сент. 1987г.). М., 1987, с. 67-68.

4. *Богданович О.І.* Оцінка протизносних властивостей палива «ТС-1» з допомогою енергії активації зносу. – Праці Таврійської державної агротехнічної академії, вип..39, Мелітополь, 2006, с.80-84.

5. *Богданович О.І.* Енергія активації протизносних властивостей авіапалива «ТС-1» довготривалого зберігання. – Тези доповіді IV Міжнародної науково-техн. конф. НАУ, 23-25 квітня 2002 р. Київ, 2002, с.43.57 – 43.59.

6. Bogdanovych A.I. Estination of modification activation energy “ШХ15” in fuel aviation “TC-1”.- Proceedings the fifth world congress “Aviation in the XXI-st century”, September 25-27,2012,vol.1,Kyiv,Ukraine,p.1.1.1.-1.1.4.

УДК 539.43:620.178

А.Д. Погребняк, канд. техн. наук, М.Н. Регульский, канд. техн. наук,
(Институт механики им. С.П. Тимошенко НАН Украины, Украина, г.Киев);
А.С. Тугаринов, канд. техн. наук; Е.И. Юрченко
(Национальный авиационный университет, Украина, г.Киев)

РАСЧЁТНЫЙ МЕТОД ОЦЕНКИ ВЛИЯНИЯ КОНЦЕНТРАЦИИ НАПРЯЖЕНИЙ НА ПРЕДЕЛЬНОЕ СОСТОЯНИЕ АВИАЦИОННЫХ АЛЮМИНИЕВЫХ СПЛАВОВ

Предлагается расчётный метод оценки влияния концентрации напряжений на предельное состояние алюминиевых сплавов в условиях асимметричного циклического нагружения растяжением-сжатием. Метод основан на использовании моделей предельного состояния.

Надежность и долговечность газотурбинных двигателей (ГТД) в целом определяются работоспособностью наиболее ответственных и нагруженных элементов, каковыми являются рабочие лопатки ГТД.

Введение. Создание авиационных конструкций, подверженных в эксплуатационных условиях, как правило, воздействию циклических нагрузок, связано с необходимостью всестороннего исследования сопротивления усталости применяемых материалов с учётом различного рода сопутствующих факторов конструктивного, эксплуатационного, технологического характера. Опыт исследований свидетельствует о том, что их влияние во многих случаях может оказывать решающее влияние на характеристики сопротивления материалов циклическим нагрузкам и прежде всего на предел усталости. Именно эта характеристика является основной при выполнении расчётов на прочность деталей и узлов проектируемых конструкций.

Постановка задачи исследования. Основой определения предела усталости исследуемых материалов являются испытания лабораторных образцов при воспроизведении влияния того или иного фактора.

Результаты многочисленных исследований [1-4 и др.] демонстрируют существенное влияние на предел усталости концентрации напряжений, определяемое, как правило, особенностями геометрии создаваемой конструкции. К их числу относится изменение геометрии поперечного сечения, отверстия под заклепки, болты, выкружки, канавки и др. Они приводят к неравномерному распределению напряжений по сечению детали. Количественными оценками концентрации напряжений являются теоретический коэффициент концентрации напряжений α_σ и эффективный коэффициент концентрации напряжений K_σ.

Концентратор напряжений вызывает заметное снижение характеристик сопротивления усталости – долговечности, предела усталости. В тех случаях, когда конструктивный элемент в условиях эксплуатации подвержен совместному воздействию циклических и статических нагрузок, возникает необходимость учитывать влияние концентрации напряжений на поведение материала в условиях асимметричного нагружения, т.е. исследовать предельное состояние

материала в широком диапазоне изменения статической компоненты цикла напряжений.

К сожалению, экспериментальные исследования такого рода весьма трудоемки – они сопряжены с большой длительностью, сложностью постановки испытаний, необходимостью располагать соответствующей испытательной техникой.

В ряде работ предлагается учитывать влияние концентрации напряжений при асимметричном нагружении и особенности напряженного состояния в зоне концентратора, вводя в уравнения диаграмм предельных амплитуд цикла напряжений значение коэффициента K_σ, т.е.

$$\sigma_a = \frac{1}{K_\sigma}\left(\sigma_{-1} - \frac{2\sigma_{-1} - \sigma_0}{\sigma_0}\sigma_m\right), \qquad (1)$$

или

$$\sigma_a = \frac{\sigma_{-1}}{K_\sigma}\left(1 - \frac{\sigma_m}{\sigma_Y}\right), \qquad (2)$$

где σ_{-1} – предел усталости материала при симметричном цикле; σ_m – статическая компонента цикла; σ_0 – амплитуда отнулевого цикла нагружения; σ_Y – предел текучести материала. Различие этих зависимостей заключается в том, что в выражении (2) эффект концентрации напряжений относится только к циклической составляющей цикла. Однако и в том, и в другом случае принято, что коэффициент K_σ не зависит от асимметрии цикла, что противоречит экспериментальным данным. Более того, вышеуказанные зависимости описывают реальное предельное состояние конструкционных материалов лишь в частных случаях.

В работах [5,6] предложен альтернативный метод оценки предельного состояния исследуемых материалов, подверженных совместному воздействию статических и циклических нагрузок, в основу которого положены модели предельного состояния.

Данная работа направлена на разработку расчётного метода оценки предельного состояния алюминиевых сплавов с учётом концентрации напряжений, используя вышеуказанный подход, впервые изложенный в [5].

Модели предельного состояния с учётом концентрации напряжений. Рассмотрим случай асимметричного циклического нагружения растяжением-сжатием. Модели предельного состояния [6] устанавливают зависимость между тремя переменными цикла напряжений – амплитудой напряжения σ_a, средним напряжением σ_m и числом циклов до разрушения n_R, связанным с величиной предела усталости σ_{-1} или предела ограниченной усталости σ_n. Используя предложенные модели, задаваясь двумя переменными, можно рассчитать значение третьей переменной. В дальнейшем решение задачи строится относительно амплитуды напряжений при условии, что две другие величины σ_m и σ_n известны.

Используя модели предельного состояния применительно к гладким образцам [6], запишем зависимости амплитуды напряжений от статической

компоненты для данной долговечности для образцов с концентратором напряжений в виде

$$\sigma_{aH} = \sigma_{nH}\left[cos\left(\frac{\pi}{2}\frac{\sigma_m}{\sigma_B}\right)\right]^{\lambda}, \quad (3)$$

и

$$\sigma_{aH} = \sigma_{nH}\cdot\frac{2}{\pi}\left[arccos\left(\frac{\pi}{2}\frac{\sigma_m}{\sigma_B}\right)^{\xi}\right], \quad (4)$$

Здесь σ_{aH} и σ_{nH} – амплитуда циклической компоненты и предел ограниченной усталости образцов с концентратором напряжений; σ_m – статическая компонента, σ_B – предел прочности, определяемый по диаграммам растяжения «σ-ε». В последующих расчётах используются номинальные величины напряжений.

Опыт предыдущих исследований показал, что зависимость (3) в большей степени отвечает экспериментальным данным пластичных материалов, зависимость (4) – хрупких материалов.

Отметим также то обстоятельство что предел прочности образцов с концентратором напряжений пластичных материалов, как правило, выше, чем гладких образцов. Это необходимо учитывать при расчёте предельных диаграмм и использовать данные испытаний на кратковременную прочность образцов с концентратором той же геометрии, применительно к которой планируются определять предельное состояние.

Показатели степени λ и ξ определяются в базовом единичном эксперименте при отнулевом цикле напряжений на образцах с исследуемой геометрией надреза согласно выражениям

$$\lambda = \frac{lg\,\sigma^0_{aH} - lg\,\sigma^0_{nH}}{lg\,cos\left(\sigma^0_m/\sigma_B\right)} \quad и \quad \xi = \frac{lg\,\sigma^0_{aH}/\sigma^0_{nH} - lg\,2/\pi}{lg\left[arccos\,\sigma^0_m/\sigma_B\right]}. \quad (5)$$

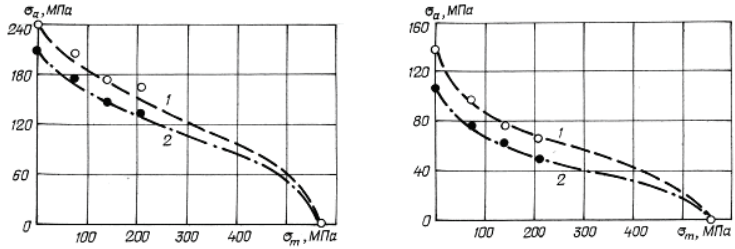
Здесь σ^0_{aH}, σ^0_{nH}, σ^0_m и σ_B – параметры отнулевого цикла напряжений и предел прочности образцов с концентратором напряжений.

Зависимости (3) и (4) позволяют рассчитать предельные диаграммы конструкционных материалов с учётом концентрации напряжений и оценить её влияние на изменение сопротивления усталости в широком диапазоне изменения статической компоненты цикла нагружения.

Диаграммы предельных амплитуд цикла с учётом концентрации напряжений. Расчёт и построение предельных диаграмм выполнено для алюминиевых сплавов 14S-T6; 24S-T4; 75S-T6. Экспериментальные данные заимствованы из [7,8]. Испытывались плоские образцы с концентраторами напряжений различной формы. Теоретический коэффициент концентрации напряжений α_σ варьировался в зависимости от геометрии концентратора.

На рис. 1, в качестве примера, представлены предельные диаграммы для гладких образцов (*а*) и образцов с концентратором (*б*) сплава 75S-T6. Кон-

центратор выполнен в виде центрального отверстия диаметром 38,1 мм при ширине пластины 76,2 мм. Теоретический коэффициент концентрации напряжений $\alpha_\sigma = 2{,}0$. Аналогичные диаграммы рассчитаны и построены для остальных исследованных материалов.



а *б*

Рисунок 1. Диаграмма предельных амплитуд цикла напряжений сплава 75S-T6 в условиях асимметричного растяжения-сжатия при n = 105 (1) и (107) циклов: *а* – гладкие образцы; *б* – образцы с концентратором напряжений.

Анализ результатов выполненных расчётов свидетельствует о том, что предложенные модели адекватно отражают экспериментальные данные – расхождение между расчётом и экспериментом (погрешность расчёта) не превышает 10%. Концентратор напряжений приводит к заметному снижению сопротивления усталости при асимметричном нагружении, видоизменяя предельную диаграмму, особенно в области небольших значений статической составляющей цикла напряжений, что необходимо учитывать при использовании в расчётах на прочность. Сопоставление диаграмм предельных амплитуд напряжений для гладких образцов и образцов с концентраторами напряжений позволило рассчитать значения эффективного коэффициента концентрации напряжений K_σ и установить его зависимость от статической компоненты σ_m (рис. 2).

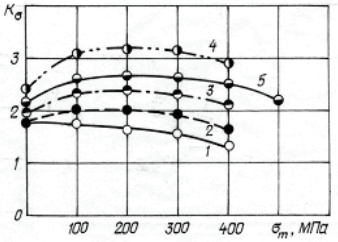


Рисунок 2. Зависимость коэффициента K_σ от величины статической компоненты цикла σ_m: 1-4 – сплав 14S-T6; 5 – сплав 75S-T6;зона 1,2 – $\alpha_\sigma = 2{,}4$; 3-5 – $\alpha_\sigma = 3{,}4$; 1,3,5 – $n = 10^4$ цикл; 2,4 – $n = 10^7$ цикл.

Согласно полученным результатам следует, что определенный при симметричном цикле напряжений коэффициент K_σ не отражает реакцию материала на асимметрию нагружения при наличии концентрации напряжений. Значение K_σ с увеличением статики возрастает в 1,2-1,3 раза по-сравнению с симметричным циклом, что характеризует повышение влияния эффекта кон-

центрации напряжений на сопротивления усталости в этих условиях нагружения. С увеличением продолжительности нагружения значения K_σ также возрастают. Следовательно, осуществляя расчёты на прочность, необходимо учитывать выявленные эффекты, в частности, влияние асимметрии нагружения на чувствительность материала к концентрации напряжений.

Вывод. Выполненные расчёты показали эффективность использования предложенных моделей для оценки предельного состояния конструкционных алюминиевых сплавов с учётом концентрации напряжений. Погрешность расчёта по сравнению с экспериментом не превышает 10%. Разработанный подход продемонстрировал возможность расчётной оценки влияния концентрации напряжений на сопротивление усталости и предельное состояние алюминиевых сплавов. Установлена зависимость эффективного коэффициента концентрации напряжений K_σ от степени асимметрии и длительности нагружения при асимметричном циклическом растяжении-сжатии.

Список литературы

1. *Серенсен С.В.* Несущая способность и расчет на прочность деталей при статических и переменных напряжениях.- Вестник машиностроения. – 1954. – №4. – С. 3-10.
2. *Подзолов И.В.* Расчет допускаемых напряжений для черных металлов в машиностроении (Действительный запас прочности). Изд. 3-е, перераб. и дополн. – М.: Оборонгиз. – 1947. – 486 с.
3. *Форрест П.* Усталость металлов // Пер. с англ. под ред. С.В.Серенсена. – М.: Машиностроение, 1968. – 352 с.
4. *Хейвуд Р.Б.* Проектирование с учетом усталости / Пер. с англ. под ред. чл.-кор. АН СССР И.Ф.Образцова. – М.: Машиностроение, 1969. – 504 с.
5. *Голуб В.П., Крижановский В.И.* Об одном подходе к расчету сопротивления усталости в условиях концентрации напряжений при асимметричном многоцикловом нагружении // Пробл. прочности. – 1997. – № 6. – С. 41-52.
6. *Голуб В.П., Крижановский В.И., Погребняк А.Д., Кочеткова Е.С.* Усталостная прочность металлических и композитных материалов при асимметричном растяжении-сжатии // Прикл. механика. – 2006. – Том 42. – №1. – С. 48-58.
7. *Lazan B.J., Blatherwick A.A.* Strength properties of rolled aluminum alloys under various combinations of alternating and mean axial fatigue stresses // Proc. ASTM. – 1953. – Vol. 53. – P.856-870.
8. *Grover H.J., Bishop S.M., Jackson L.R.* Fatigue Strengths of Aircraft Materials. Axial load fatigue test of notched sheet specimens of 24S-T3 and 75S-T6 aluminium alloys and of SAE 4130 steel With Stress-Concentration Factor of 2.0 and 4.0 // NASA. Tech. Note 2389. – 1951. – P. 1-64.

УДК 378:214:004.032.6:629.735.07(045)

О.В. Ругайн, к.т.н., доцент, В.О. Ругайн
(Національний авіаційний університет, Україна, Київ)

КОНЦЕПТУАЛЬНІ АСПЕКТИ РОЗРОБКИ АВТОМАТИЗОВАНИХ МУЛЬТИМЕДІЙНИХ НАВЧАЛЬНИХ КОМПЛЕКСІВ ПІДГОТОВКИ ІНЖЕНЕРНОГО СКЛАДУ В СИСТЕМІ ЗБЕРЕЖЕННЯ ЛЬОТНОЇ ПРИДАТНОСТІ АВІАЦІЙНОЇ ТЕХНІКИ

Розглянуто проблеми розробки і використання автоматизованих мультимедійних навчальних комплексів (МНК) підготовки інженерного складу. Проведено аналіз дидактичного супроводження проектування та виготовлення електронних видань для цих комплексів. Наведені рекомендації щодо впровадження дидактичних прийомів під час розробки складових елементів МНК.

Проблема підвищення якості кадрового потенціалу фахівців інженерно-технічного профілю завжди була, є і буде актуальною, тому що вона має стратегічне значення для економічного розвитку України та удосконалення структури інженерної підготовки в рамках партнерства українських освітніх установ з підприємствами та організаціями реального сектору економіки.

Серед технологічних компонентів процесу підвищення цієї якості кардинальну роль відігрівають інформаційні комп'ютері технології, засновані на педагогічних принципах.

Навчання, засноване на комп'ютерних технологіях, у значній мірі, базується на технічній інфраструктурі: комп'ютері (як інструменті для розміщення і представлення навчальної інформації) і комп'ютерній мережі (як засобі доступу до неї). Тому одним з принципів, який необхідно враховувати при створенні автоматизованих МНК, є дидактичний принцип розподіленості навчального матеріалу.

Інформаційні навчальні ресурси можуть бути розділені на дві групи: що знаходяться безпосередньо у студента (локальні компоненти) і розміщені на комп'ютерах навчального центру (мережні компоненти). Спосіб розміщення інформації накладає певні вимоги на технології створення ресурсів і доступу до них.

Комплекс технічних та технологічних засобів електронного навчання можна розподілити на три групи:

– апаратні і програмні засоби мультимедіа та комп'ютерні мережі загального призначення;

– педагогічні інструментальні програмні засоби автоматизації підготовки електронних навчальних матеріалів (авторські системи);

– програмні системи управління навчальним процесом.

Різнопланові комп'ютерні навчальні програми використовуються в освіті як додаткові навчальні засоби вже достатньо давно. Проте, при сучасному комплексному автоматизованому навчанні, комп'ютер стає основним дидактичним інструментом, і замість розрізнених навчальних програм, потрібний цілі-

сний інтерактивний курс, із достатньою повнотою, що представляє всю навчальну інформацію.

Принцип інтерактивності навчального матеріалу – другий важливий дидактичний принцип, який слід враховувати при розробці автоматизованих МНК підготовки інженерного складу в системі збереження льотної придатності авіаційної техніки.

З точки зору класичної дидактики можливо розглядати наступні проблеми розробки і використання МНК:

1) організація самостійної когнітивної діяльності студентів;

2) організація індивідуальної підтримки викладачами навчальної діяльності кожного студента;

3) організація групової навчальної роботи студентів (дискусій, спільної роботи над проектами і тому подібне).

Дидактичною основою психолого-педагогічної моделі МНК є умовне розділення сукупності засвоюваних знань, умінь, навичок (ЗУН) на частини:

- перша частина – ЗУН, що артикулюють;
- друга частина – ЗУН, що не артикулюють.

Частина ЗУН, що артикулює, може бути представлена у вигляді інформації і передана студентам за допомогою компонентів МНК декларативного типу.

Частина ЗУН, що не артикулює, є різними формами особистісного досвіду (уміння, інтуїція, навики).

Ці форми досвіду можуть бути сформовані у студентів в ході їх самостійної діяльності за рішенням навчальних завдань за підтримки компонентів МНК процедурного типу.

Різні компоненти МНК можуть бути об'єднані, виходячи з їх дидактичного потенціалу, в чотири групи.

Перша група включає засоби декларативного типу – друковані матеріали, які також можуть бути представлені і у вигляді звичайних комп'ютерних файлів на різних комп'ютерних носіях інформації. Дидактичний потенціал цих компонентів МНК – первинне знайомство з навчальним матеріалом (його сприйняття).

Друга група компонентів навчального комплексу – електронні підручники і тестові комп'ютерні системи, які також відноситься до засобів декларативного типу. Основні дидактичні функції цих компонентів – осмислення, закріплення і контроль знань.

Третя група компонентів – інтелектуальні тренажери, віртуальні лабораторії і інші подібні комп'ютерні системи. Особливостями цих компонентів є:

- використовування математичних моделей об'єктів та (або) процесів, що вивчаються;
- дидактичний інтерфейс, що підтримує студентів при вирішенні спеціально підібраних навчальних завдань у режимі керованого детермінованого дослідження.

Основне дидактичне призначення цих засобів підтримки навчання – формування і розвиток частини ЗУН, що не артикулює (професійно-орієнтованих умінь, навиків, інтуїції).

Четверту групу складають комп'ютерні системи автоматизації професійної діяльності або їх навчальні аналоги: пакети прикладних програм, *CALS*-системи (англ. Continuous Acquisition and Lifecycle Support – безперервна інформаційна підтримка поставок і життєвого циклу) і тому подібне. Вони можуть використовуватися студентами для вирішення різних завдань по темі, що вивчається, і виникають, наприклад, в ході курсового або дипломного проектування. Процес навчальної роботи проходить при цьому у режимі вільного дослідження і близький по своєму характеру до професійної діяльності фахівця.

Розробка МНК підготовки інженерного складу в системі збереження льотної придатності авіаційної техніки складається з декількох етапів:

– підготовчий етап – етап розробки проекту МНК;
– етап виробництва МНК;
– етап перевірки і відладки МНК.

Перший етап є найбільш відповідальний, тому що тут закладається успіх або невдача майбутнього проекту МНК. Чим ретельніше буде проведене планування, тим легше буде проходити процес на подальших стадіях. Розробка концепції і структури майбутнього МНК визначить педагогічну ефективність його використання в навчальному процесі, а планування – ефективність роботи із створення МНК.

У підготовчому періоді можна умовно виділити наступні стадії:

– розробка психолого-педагогічної концепції, дидактичної системи і загальної структури МНК;
– формування докладних змісту і структури МНК, а також рівнів засвоєння ЗУН;
– вибір інструментальної системи;
– формування команди розробників;
– придбання прав використання;
– розробка демонстраційного прототипу;
– розробка технічного завдання (ТЗ) і техніко-економічного обґрунтування (ТЕО), або бізнес-плану.

До розробки остаточних документів у вигляді ТЗ і ТЕО зазвичай відбувається 2-3 ітерації, оскільки всі стадії взаємопов'язані.

Етап виробництва МНК долучає наступні стадії:

– розробка комп'ютерного сценарію з урахуванням особливостей вживаного інструментального середовища;
– розробка шаблонів оформлення та інтерфейсу;
– розробка навчального матеріалу і дизайну МНК;
– введення навчального матеріалу в комп'ютер і редагування сценарію з використанням інструментального середовища;
– розробка мультимедійних компонентів;
– розробка електронних підручників, практичних завдань, лабораторних робіт, віртуальних моделей, тестових систем;
– оформлення і збірка МНК в інструментальній системі.

Розроблена робоча версія МНК потребує постійних уточнень і модифікацій протягом всього процесу її виробництва, перевірки і експлуатації.

Завершальний етап – перевірка і відладка НМК долучає наступні стадії:
– тестування і корекція;
– розробка програми інсталяції;
– розробка супровідної документації на МНК;
– проведення дослідної експлуатації на експериментальній групі студентів;
– тиражування (установка) МНК;
– підготовка рекламних матеріалів і демоверсій МНК (для комерційного проекту).

МНК дистанційного навчання зазвичай розміщується в мережі *Internet*. У цьому випадку перед його публікацією авторам доцільно мати певну уяву про принципи дії серверів Всесвітньої павутини, та відповідні організаційні, технічні та юридичні аспекти взаємодії з провайдером, з котрим планується укласти угоду щодо публікації розробленого МНК.

Висновки

Врахування дидактичних аспектів на всіх стадіях проектування, розробки, виробництва і використовування МНК підготовки інженерного складу в системі збереження льотної придатності авіаційної техніки, а також кожного складового компоненту цих комплексів, особливо електронних навчальних видань, є невід'ємною складовою частиною технологій побудови автоматизованих МНК.

Додержання наведених у статті методичних рекомендацій та дидактичних прийомів при розробки електронних видань та в цілому МНК забезпечує підвищення їх якості. Це, в свою чергу, сприятиме їх комерційної привабливості та зростанню ефективності використовування МНК за призначенням.

Список літератури

1. *Захарова И.Г.* Информационные технологии в образовании. – М.: 2003. – 192 с.
2. Интернет-обучение: технологии педагогического дизайна / Под ред. к.п.н. М.В. Моисеевой. – М.: Издательский дом «Камерон», 2004. – 216 с.
3. *Образцов П.И., Косухин В.М.* Дидактика высшей военной школы. – Орел: Академия Спецсвязи России, 2004. – 317 с.
4. *Смирнов Н.Н., Чинючин Ю.М., Тарасов С.П.* Сохранение летной годности воздушных судов. Учебное пособие. – М.: МГТУ ГА, 2005. – 78 с.
5. *Соловов А.В.* Дидактический анализ проблематики электронного обучения. Труды Международной конференции "*IEEE International Conference on Advanced Learning Technologies*". – Казань: КГТУ, 2002. – С. 212–216.
6. *Соловов А.В.* Проектирование компьютерных систем учебного назначения. – Самара: СГАУ, 1995. – 138 с.
7. *Чинючин Ю.М., Тарасов С.П.* Нормативная база технической эксплуатации и сохранения летной годности воздушных судов. – М: МГТУ ГА, 2003. – 95 с.

УДК 629.7.03:004.032.26(045)

Л.А. Журавльова к.т.н, Є.А. Сапелюк к.т.н.,
(Національний авіаційний університет, Україна, Київ)

ФОРМУВАННЯ АРХІТЕКТУРИ ШТУЧНОЇ НЕЙРОННОЇ МЕРЕЖІ ОЦІНКИ ТЕХНІЧНОГО СТАНУ ГАЗОТУРБІННИХ ДВИГУНІВ

У статті розглядається один підхід до формування архітектури штучної нейронної мережі оцінювання технічного стану авіаційного газотурбінного двигуна.

Безпека функціонування складних технічних об'єктів, зокрема, авіаційних газотурбінних двигунів (ГТД), вимагає неперервного моніторингу їх параметрів та певних непараметричних ознак, які виникають на об'єктах авіаційної техніки, зокрема на ГТД, під час появи несправності в двигуні або його пошкоджені.

Розробка двигунів нового покоління, у свою чергу, потребує відповідного вдосконалення засобів діагностування, моніторингу та обробки отриманих даних. Причиною цього є брак необхідної інформації, значний відсоток інформаційної невизначеності, неузгодженості та суб'єктивності процедур обробки та тлумачення результатів вимірювань. Це створює проблеми в ідентифікації та локалізації відмов, що, в свою чергу, призводить до неадекватних заходів із технічного обслуговування і відповідного зростання витрат.

Актуальною задачею є розробка ефективних технологій оцінювання технічного стану, а також показників якості та надійності ГТД, які ґрунтуються на прогресивних засобах і методах. Останнім часом в авіаційній галузі стали активно поширюватися методи штучного інтелекту, зокрема, нечіткі системи прийняття рішень, еволюційні інформаційні технології (еволюційні алгоритми та системи штучного життя – Artificial Life Systems) тощо. Одним з популярних підходів є такий, що ґрунтується на застосуванні штучних нейронних мереж (ШНМ).

Що стосується ідентифікації відмов та відмовних станів ГТД, то тут найбільше зацікавлення викликають технології використання ШНМ з метою класифікації та ідентифікації відмовних станів.

Особливістю ГТД є різноманітність ознак, за допомогою яких описуються його стани. Для пошуку та ідентифікації закономірностей необхідним є класифікація цих ознак. Існує багато методів формування класів та визначення належності певної ознаки до певного класу. Так, підхід, який ґрунтується на перерахуванні усіх об'єктів певного класу, не дає можливості побудувати систему знань про об'єкти. Інший спосіб, що ґрунтується на визначенні значущих ознак, які є характерними для всіх об'єктів певного класу, є останнім часом найбільш поширеним, оскільки діє можливість створити логічний опис класу, проте є занадто громіздким. Згідно ще одного підходу, можна вказати ім'я класу, та посилатися на певну процедуру його розпізнавання. В цьому випадку властивості класу фіксуються окремо, звернення до якої здійснюється кожного

разу, коли згадується ім'я класу. Проте цей підхід є мало гнучким та не дозволяє здійснювати оцінювання подібності та розбіжностей класів.

Штучні нейронні мережі є дуже привабливими для цілей технічної діагностики і моніторингу стану ГТД, оскільки, за своєю природою, призначені для розв'язання задач розпізнавання образів. Сьогодні існує вже вагомий досвід використання ШНМ для ідентифікації відмов, зокрема за умов присутності інформаційних шумів (інформаційної невизначеності). Так, випереджувальні ШНМ (Feed Forward Neural Networks – FFNN) були досліджені для ідентифікації відмов авіаційних двигунів [1]; ШНМ зворотного поширення досліджувалися стосовно розв'язання задачі моніторингу температурних параметрів ГТД та локалізації відмов [2]; імовірнісні ШНМ з випереджувальною структурою досліджувалися у контексті проблеми обробки різнорідної статистичної інформації про відмови ГТД [3]. Для розв'язання задач діагностування найбільш популярними виявилися дослідження ШНМ зворотного поширення, зокрема у порівнянні із фільтрами Калмана [4]. Накопичений також вагомий досвід дослідження рекурентних, нейро-нечітких гібридних ШНМ для діагностування елементів та двигунів в цілому [5-7].

Технічний стан ГТД у поточний момент визначається на основі об'єктивної множини діагностичних ознак, які отримуються різними способами, а саме, в результаті: безпосередніх і/або опосередкованих вимірювань, експертних умовиводів, регламентованих розрахунків, результатів моделювання. Кожний дефект, несправність, відмова характеризується певною множиною діагностичних ознак. Опис всіх можливих станів є багатомірною громіздкою задачею, яка вимагає залучення потужних інформаційних засобів, зокрема, баз даних діагностичних параметрів. У кожному конкретному випадку постає задача формування субмножини значущих діагностичних ознак для кожного стану.

Формування субмножин значущих діагностичних ознак станів здійснюється на основі класифікації станів та відповідної класифікації даних – діагностичних ознак станів. Зараз існує загальна класифікація типів інформації, яка використовується у процесі діагностування та моніторингу ГТД, а саме:

– нормативна інформація, що заноситься до формуляру ГТД (дані про вироблення та залишок ресурсу двигуна; параметри технічного стану, що контролюються у процесі випробувань та експлуатації; дані про виконання регламентних робіт, доопрацювань, бюлетенів; дані, що відображують результати пошуку та усунення несправностей тощо);

– експлуатаційна інформація (дані про технічний стан, які реєструються у процесі експлуатації);

– розрахункова інформація (дані, які отримуються у процесі розрахунку показників експлуатаційної надійності, дані для розрахунків необхідної кількості резервних ГТД тощо);

– прогнозна інформація (дані, що використовуються для розрахунків прогнозованих показників ресурсу, якості та надійності з метою використання в процесі реалізації стратегій технічної експлуатації «За станом» та «Експлуатація з контролем рівня надійності».

Очевидно, що класифікація стану ГТД на основі цих даних потребує їх відповідної класифікації та подальшої уніфікації, оскільки одні й ті самі класи включають дані різної фізичної природи, і не можуть бути використані спільно безпосереднім чином. Отже, необхідними попередніми етапами мають бути аналіз та попередня обробка - уніфікація даних. Отримані класи даних дозволяють формувати множини вхідних сигналів системи, що здійснюватиме процедуру класифікації та ідентифікації стану, зокрема, вхідні патерни ШНМ. На цьому етапі постає задача вибору архітектури ШНМ.

Одним із найважливіших аспектів діагностування та моніторингу ГТД є випадки, коли мають місце комбінації відмов або несправностей. Це означає, що система ідентифікації стану ГТД повинна мати можливість формування комбінованих вхідних патернів.

Для розв'язання задачі реалізації комплексної діагностичної процедури доцільно використати так звані А-мережі: нейронні мережі з ансамблеподібною архітектурою. Організація А-мереж ґрунтується на зв'язку «ім'я класу – опис». Ідея такої організації полягає у тому, що ім'я класу, ознаки об'єктів (станів) та інші функціональні елементи системи знань представлені як субмножини нейронів у певних полях нейронів. Нейронне поле визначається як множина нейронів, які виконують одну й ту саму функцію. У нейронних полях задається єдине для всіх нейронів правило підключення їх входів і виходів до входів і виходів інших нейронів. Ці субмножини організуються як багатозв'язкові ансамблі нейронів, які у процесі функціонування ШНМ діють як одне ціле. А-ШНМ має ієрархічну багаторівневу структуру, у якій рівні є зв'язаними. Перехід з нижніх рівнів архітектури на вищі ансамблі агрегуються, включаючи у процес нейрони імені класу та нейрони ознак класу. Такий ансамбль в подальшому функціонує як один інформаційний елемент [8]. Архітектура А-мережі включає кілька типів нейронних полів.

1. Аксептивне поле призначене для агрегації сигналів, які надходять від нейронних полів, що представляють різні класи об'єктів, зважування цих сигналів та нормування розмірів отриманого нейрансамблю.
2. Асоціативне поле здійснює ідентифікацію вхідного патерну на основі сформованих на поточний момент нейроансамблів.
3. Акумулятивне поле призначене для накопичення та тимчасового збереження нейроансамблів, які послідовно активуються в асоціативному полі.
4. Інтегрувальне поле є основною функціональною одиницею багаторівневих ШНМ, виконує функцію формування нейроансамблів.
5. Різницеве поле об'єднує всі тактувальні входи.
6. Блокувальне поле об'єднує всі гальмувальні входи.
7. Підсумувальне поле об'єднує всі тактувальні та гальмувальні входи і виводить окремо всі встановлювальні (активувальні) входи для підключення до входів інших нейрополів.
8. Вихідне нейронне поле призначене для формування вихідного нейроансамблю.

Формування архітектури ШНМ діагностування і моніторингу стану ГТД здійснюється у кілька етапів.

1. Формалізація предметної області.

2. Ідентифікація методів діагностування та опис діагностичних моделей ГТД у вигляді окремих понять (знань).
4. Формування бази даних ГТД: класів ознак стану ГТД; масивів даних опису станів; аналіз структури і типу даних; уніфікація даних.
5. Формування структури проміжного шару (шарів) ШНМ.
6. Формування вхідного та вихідного шарів нейронів.
7. Формування загальної архітектури ШНМ.

Висновки

Використання А-ШНМ дозволяє значно розширити можливості використання засобів штучного інтелекту для задач діагностування та моніторингу складних технічних об'єктів, зокрема, авіаційних газотурбінних двигунів у випадках виникнення кількох відмов різного типу, їх ідентифікації та локалізації.

Список літератури

1. DePold H., Glass F.D. The Application of ES and NN to Gas Turbine Engine Prognostics and Diagnostics / Journal of Engineering for Gas Turbine and Power, Vol. 121, No.4, 1999.-pp. 607-612.
2. Lakshminarasimha A.N., Boyce M.P.Modeling and Analysis of Gas Turbine Performance Deterioration / Transactions of the ASME, Journal of Engineering of Gas Turbines and Power, Vol. 116, 1994.-pp. 46-52.
3. Romessis C., Stamatis A. Parametric Investigation of the Diagnostic Ability of Probablistic Neural Networks of Turbine Engines / Journal of Engineering of Gas Turbines and Power, Vol. 123, No.2, 2001.-pp. 240-246.
4. Volponi A.J. The Kalman Filter and Neural Networks Methodologies in Gas Turbine Performance Diagnistics: a Comparative Study / Proceedings of ASME TURBOEXPO 2000, 2000-TG-547.
5. Жернаков С.В. К вопросу о построении гибридных нейро-нечетких экспертных систем диагностики и контроля ГТД.- https://docs.google.com/ www.ict.edu.ru/13.pdf
6. Жернаков С. В., Кобылев С. В. Использование рекуррентных нейросетей В задаче диагностики технического состояния гидромеханического автомата разгона / https://docs.google.com/ www.ugatu.ac.ru/2011-1(43)/24.pdf
7. Жернаков С. В., Иванова Н. С., Равилов Р. Ф. Контроль и диагностика технического состояния масляной системы ГТД с использованием технологии нейронных сетей/ https://docs.google.com/ www.ugatu.ac.ru-2012-2(47)/30.pdf.
8. Нейроинформатика / А.Н.Горбань, В.Л.Дунин-Барковский, А.Н.Кирдин и др. - Новосибирск: Наука. Сибирское предприятие РАН, 1998. - 296с.

УДК 681.3.069:681.3.015

Е.А. Сапелюк, к.т.н.
(Національний авіаційний університет, Україна, Київ)
Ю.М. Чоха, д.т.н., Т.А. Семітківська, к.т.н.,
(Кіровоградська льотна академія НАУ, Україна)

ОСОБЛИВОСТІ НОВОЇ СТРАТЕГІЇ ОБСЛУГОВУВАННЯ АВІАЦІЙНИХ ОБ'ЄКТІВ ЗА ТЕХНІЧНИМ СТАНОМ З КОНТРОЛЕМ РІВНЯ ЛЬОТНОЇ ПРИДАТНОСТІ

Розглядаються концептуальні особливості реалізації нової стратегії експлуатації складних об'єктів авіатехніки з використанням критерію рівня льотної придатності.

Ефективність виду стратегії експлуатації газотурбінних двигунів (ГТД) і програми її реалізації визначається ступенем взаємодії між об'єктивно існуючим процесом зміни технічного стану (ТС) авіадвигуна і процесом його експлуатації, призначеним для збереження (підтримки) його льотної придатності та працездатності. Більшість авіакомпаній використовують стратегію експлуатації і програму технічного обслуговування (ТО) ГТД за ресурсом, що базуються на періодичному виконанні обсягів профілактично-відновлювальних робіт через заздалегідь запланований час напрацювання незалежно від їх фактичного поточного ТС.

При цьому забезпечується дуже слабка взаємодія між зазначеними процесами підтримки справності і надійності ГТД і ефективністю їх використання.

Але зважаючи на те, що більшість сучасних авіаційних ГТД, що експлуатуються в авіакомпаніях України, відносяться до типу двигунів низького рівня контролепридатності, а оцінка їх ТС існуючими методами і засобами здійснюється лише на 1-му рівні глибини діагностування (об'єкт в цілому), застосування для них стратегії експлуатації за ТС з контролем параметрів виявляється неможливим. У зв'язку з цим упровадження розроблених авторами інтелектуальних методів поточного контролю та діагностування до вузла (елемента) проточної частини ГТД [4,5] у сукупності з системою діагностування „діагноз-якість-надійність"[6] дозволяє запропонувати концептуально нову стратегію експлуатації ГТД до передвідмовного стану, а саме стратегію експлуатації авіадвигунів за ТС з контролем рівня льотної придатності (ЛП).

Модель стратегії експлуатації об'єкта за ТС з контролем рівня ЛП. Основною характерною рисою нової стратегії експлуатації є визначення і контроль поточного рівня ЛП конкретного екземпляру ГТД, що знаходиться в умовах регулярної експлуатації. Методика оцінки рівня ЛП авіаційного ГТД базується на використанні концепції системи поточного контролю та діагностування проточної частини ГТД щодо визначення поточних величин показників технічного діагнозу ($K_{\Sigma}(t_i)$), якості ТС ($W_{si}[K_{\Sigma i}(t_i)]$) та надійності функціонування ($P_{si}[K_{\Sigma i}(t_i)]$) [6] та її реалізації в концептуальній моделі стратегії експлуатації ГТД за ТС з контролем рівня ЛП, яка зображена на рис.1.

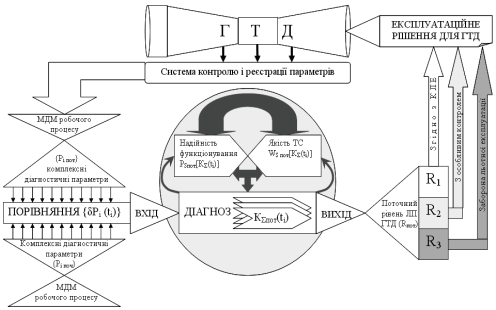


Рисунок 1. Концептуальна модель стратегії експлуатації ГТД за ТС з контролем рівня ЛП

В цій моделі ранжування принципових рівнів ЛП здійснюється наступним чином (табл.1).

Таблиця 1

Ранги принципових рівнів ЛП ГТД

Рівні ЛП ГТД (R_i)	Векторне подання показника рівня ЛП $(\vec{R}_I)$	Діапазон абсолютних значень показника рівня ЛП $\{R_i\}$	Характеристика рівня ЛП ГТД та експлуатаційне рішення
1	2	3	4
1. Достатній (R_1)	$\vec{R}_1 = \vec{K}_{\Sigma 1} + \vec{W}_{S1} + \vec{P}_{S1}$	$\sqrt{\left(1 - K_{\Sigma 1}\left\langle \begin{matrix} min \\ max \end{matrix} \right\rangle\right)^2 + W_{S_{1min}}^2 + P_{S_{1min}}^2} \le$ $\le R_1 \le \sqrt{K_{\Sigma_0}^2 + W_{S_0}^2 + P_{S_0}^2}$	Технічний стан проточної частини ГТД: „справний”, „доброго” ступеня якості та "заданого" рівня надійності функціонування. Режим ЛТЕ → згідно з КЛЕ без обмежень. Режим ТО → за регламентом ОТО.
2. Допустимий (R_2)	$\vec{R}_2 = \vec{K}_{\Sigma 2} + \vec{W}_{S2} + \vec{P}_{S2}$	$\sqrt{\left(1 - K_{\Sigma 2}\left\langle \begin{matrix} min \\ max \end{matrix} \right\rangle\right)^2 + W_{S_{2min}}^2 + P_{S_{2min}}^2} \le R_2 <$ $< \sqrt{\left(1 - K_{\Sigma 1}\left\langle \begin{matrix} min \\ max \end{matrix} \right\rangle\right)^2 + W_{S_{1min}}^2 + P_{S_{1min}}^2}$	Технічний стан проточної частини ГТД: „несправний”, але „працездатний”, „задовільної” якості та „допустимого” рівня надійності функціонування. Режим ЛТЕ → з обмеженням. Режим ТО → за регламентом ОТО з особливим контролем

Закінчення табл.1

1	2	3	4
3. Недопустимий (R_3)	$\vec{R}_3 = \vec{K}_{\Sigma 3} + \vec{W}_{S3} + \vec{P}_{S3}$	$R_3 < \sqrt{\left(1 - K^2_{\Sigma 2\left\langle \frac{min}{max} \right\rangle}\right) + W^2_{S_{2min}} + P^2_{S_{2min}}}$	Технічний стан проточної частини ГТД: „непрацездатний”, „незадовільної” якості та „недопустимого” рівня надійності функціонування. Режим ЛТЕ → заборона ЛТЕ. Режим ТО → за регламентом ПТО

Графічна інтерпретація застосування вищезазначеної стратегії представлена на рис.2.

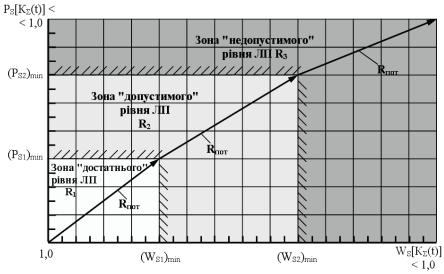


Рисунок 2. Графічне визначення поточного рівня льотної придатності ГТД, як об’єкта експлуатації з використанням концепції системи поточного контролю та діагностування типу „діагноз-якість-надійність” у двомірній системі координат.

Отже, методика визначення поточного рівня ЛП авіаційного ГТД полягає у наступному:

– визначається поточне значення показника рівня ЛП ($R_{пот}$)

$$R_{пот} = \sqrt{\left(1 - K_{\Sigma\, пот}\right)^2 + W^2_{Sпот} + P^2_{Sпот}}, \qquad (1)$$

де $K_{Σпот}$, $W_{Sпот}$, $P_{Sпот}$, - поточні значення показників відповідно технічного діагнозу, якості ТС та надійності функціонування ;

– якщо поточне значення показника рівня ЛП ($R_{пот}$), що визначене за (1), знаходиться в межах 1-го рівня ЛП (табл. 1)

$$R_{пот} \in \{R_1\}, \qquad (2)$$

то воно відповідає "достатньому" рівню ЛП ГТД (табл.1), який характеризується "докритичним" діапазоном у системі діагностування [6], при якому його ТС оцінюється як "справний", "доброго" ступеня якості та "заданого" рівня надійності функціонування, а експлуатаційне рішення полягає у дозволі здійснення режимів льотно-технічної експлуатації (ЛТЕ) даного екземпляру ГТД згідно з керівництвом з льотної експлуатації (КЛЕ), а його ТО здійснюють згідно з регламентом оперативного ТО (ОТО) типового ГТД;

– якщо поточне значення показника рівня ЛП ($R_{пот}$), що визначене за (1), знаходиться в межах 2-го рівня ЛП (табл. 1)

$$R_{пот} \in \{R_2\}, \qquad (3)$$

то воно відповідає "допустимому" рівню ЛП ГТД, який характеризується "критичним" діапазоном у системі діагностування [6], при якому його ТС оцінюється як "несправний", але "працездатний", "задовільного" ступеня якості і "допустимого" рівня надійності функціонування, а експлуатаційне рішення полягає у дозволі здійснення режимів ЛТЕ даного екземпляру ГТД з обмеженнями певних параметрів, а його ТО здійснюють згідно з регламентом оперативного ТО з особливим контролем динаміки деградації ТС ідентифікованого несправного конструктивного вузла (елемента) ГТД, що діагностується;

– якщо поточне значення показника рівня ЛП ($R_{пот}$), що визначене за (1), потрапляє в межі 3-го рівня ЛП (табл. 1)

$$R_{пот} \in \{R_3\}, \qquad (4)$$

то воно відповідає "недопустимому" рівню ЛП ГТД, який характеризується "закритичним" діапазоном у системі діагностування [6], при якому його ТС оцінюється як "непрацездатний", "незадовільного" ступеня якості і "недопустимого" рівня надійності функціонування, а експлуатаційне рішення полягає у безумовній забороні ЛТЕ даного екземпляру ГТД та обов'язковому проведенні на ньому комплексу профілактично – відновлювальних робіт за формою регламенту періодичного ТО (ПТО) або за формою ремонту типового ГТД.

Висновки

Стратегія експлуатації авіаційних ГТД за технічним станом з контролем рівня льотної придатності, яка реалізована у вигляді концептуальної моделі, дозволяє оперативно приймати рішення щодо реалізації поточних режимів льотно-технічної експлуатації конкретного екземпляру ГТД.

Список літератури

1. *Смирнов Н.Н.,* Ицкович А.А. Обслуживание и ремонт авиационной техники по состоянию –М.:Транспорт, 1987. –272 с.
2. *Игнатов В.А.,* Тараненко А.Г. Авиационные системы диагностирования. – Киев.: КИИГА, 1991. –104 с.
3. *Безпека* авіації / В.П. Бабак, В.П. Харченко, В.О. Максимов та ін.; За ред. В.П. Бабака. – К.: Техніка, 2004. – 584 с.
4. *Чоха Ю.М.,* Лихоманенко В.А., Федорчук О.П. Реалізація комплексного контрольно-розрахункового методу діагностування в середовищі експертної системи типового ГТД // Труди Національної академії оборони України. –2005. – Вип. № 58. –С.297-302.
5. *Чоха Ю.М.,* Смаглюк В.М., Хабаров Ю.В. Алгоритм реалізації комбінованого функціонального методу ідентифікації несправного вузла типового ТРДД // Збірн. наук. праць ЦНДІ ЗС України. – 2005. - №3. – С. 160-170.
6. *Чоха Ю.М.* Концепція системи поточного контролю та діагностування ГТД "діагноз – якість – надійність" // Вестник двигателестроения. – Запоріжжя: ОАО "Мотор Січ", 2006 - №1. – С. 46-51.

UDC 378.143:629.735.08(045)

A.V. Orlov, PhD. Engineering, A.A. Trizna
(National Aviation University, Ukraine, Kiev)

PART-66 AND PART-147 EASA STANDARD REQUIREMENTS – PROBLEMS OF IMPLEMENTATION IN UKRAINE

The peculiarities of the implementation in Ukraine of the EASA maintenance training standards are reviewed and analyzed. The factors that determine the process of implementation in Ukraine, as well as the problems of ensuring the proper implementation of these standards are identified

The necessity of EASA standard requirements implementation in Ukraine, particularly Part-66 and Part-147 [1-3] (further – EASA requirements), is conditioned by the agreements, that were reached within the frames of negotiations on a new basic agreement on association between Ukraine and European Union (further – EU).

The main positive result of the implementation of mentioned EASA requirements should be the simplification of the procedures that accompanying "migration" processes of the maintenance personal either from Ukraine to EU countries or from those countries to Ukraine. It will be achieved by creating conditions for full or partial mutual recognition by the states as the training and aircraft maintenance license, and also diplomas on corresponding aviation education.

Main peculiarities of implementation process of EASA requirements are conditioned at least by following:

- presence of a new (relatively to currently used in Ukraine) component in the EASA maintenance personal training system - basic training, volume and content of which are established by appendix 1 to Part-66. Mentioned new component puts an existing Ukrainian system of aviation educational training in position, when there is the necessity to prove (either educational institutions, or graduating students) that this system provides and ensure to the maintenance personal the training that is at least equal to implemented basic training. In other words, initially, when there is the recognized positive application practice of each considered maintenance personal training and approval system, there is an implicit rejection of the completeness and consistency of the existing aviation educational training in Ukraine and principles of its recognition by Civil Aviation Authorities (further, according to international practice, - CAA) of Ukraine;

- preparation and implementation of EASA requirements is the sphere of responsibility of CAA of Ukraine. In this regard CAA of Ukraine, on the basis of carried target research works, should provide both detection and evaluation of differences between maintenance personal training and corresponding certificate issuance systems, and also creation of conditions that providing minimization of negative consequences of evident and hidden risk of the EASA requirements implementation. Herewith the efficiency and effectiveness of Ukrainian CAA actions on the stage of preparation to implementation of the EASA requirements and on the stage of its ex-

ecution will be largely conditioned by preparedness of CAA and its position/role (active or passive [6, p. 77-82, 7]) within each of these stages.

Despite the common basis [7], within which were formed every of maintenance personal training and approval systems that are used within EASA and Ukraine, certain differences between those systems existed and will remained. Note, that the similar situation takes place for acting in EASA and in Ukraine maintenance personal training and maintenance approval systems relatively to similar systems of other ICAO member states, for example FAA [8].

Formation of these differences took place in the framework of relevant traditions and specifics of evolution and transfer processes of the arrangement and development of aviation activity within EASA member states and Ukraine. Those processes were significantly intensified during last decades on a background of processes of globalization, liberalization and deregulation that are typical for modern world economics.

Mentioned differences determine either advantages or disadvantages of every of discussed systems. At the same time, manifestation of peculiarities of mentioned advantages and disadvantages are conditioned by specific terms of functioning of those systems.

Therefore:

- EASA requirements are only one of possible ways of implementation (on the level regional group of state) of the ICAO requirements to the procedures for approval of considered objects of regulation in the sphere of airworthiness that are implemented in respect to conditions and specifics of EU states and taking into account peculiarities of structure and regulation of aviation activity in those countries;
- implementation of those requirement in conditions of Ukraine should not be considered as fundamental change in the substance of the relevant objects of regulation.

It is important to notice that basic training and requirements for it (appendix 1 to Part-66) «are not inserted» in education system that exist in Ukraine. That's why at the current moment even the license which obtained in accordance with EASA requirements can't be used by its holder as the frame for confirmation of education level on the basic of provisions of normative documents that acting in the education sphere of Ukraine.

Within considered situation of EASA requirements implementation, initially were supposed that basic training which provided under the appendix 1 to Part-66 requirements are complete and sufficient training either for the personal that perform and certifying the maintenance or for the personal that practicing in providing the functions of continuing airworthiness planning and management at Part-145 and/or Part-M approved organizations.

In connection with this, within the task of identifying the differences between the training and approval systems of the maintenance personal and in relation to the considered conditions of EASA requirements implementation, it is also interesting to consider opposite task – to determine correspondence and differences of EASA requirements in relation to the requirements of regulation rules acting in Ukraine [4,5] or, for example, to FAA requirements [8]. That is to put EASA requirements in position at which the maintenance personal training and approval sys-

tem of the Ukraine is putted during the process of the EASA requirements implementation in Ukraine.

Analysis, that have been carried out by the authors, has revealed the existence of incompleteness elements at EASA requirements to the basic training in relation to the demands that have acted in Ukraine and also that the basic training modules do not form complete education, that provide graduator proficiency in the following:

- perception of a new ideas and technologies in design, production and maintenance of aircrafts and their components, the implementation and renovation of which occurs today with increasing intensity;
- perform the maintenance management functions at Part-145 organizations and functions of a continuing airworthiness management personal at Part-M organization because appendix 1 of Part-66 does not provide the corresponding training subjects and theirs existing fragments are clearly insufficient.

That`s why EASA requirements implementation should not:

- «cancel» proven practice of maintenance personal basic training in Ukraine, but vise versa - to promote its due consolidation and development;
- be realized by the direct transfer from conditions of EU member-states to the conditions of Ukraine without corresponding adaptation, arrangement and implementation accompaniment from the side of CAA of Ukraine, because this can generate a chain of meaningful risks, negative consequences of which (long-term especially) are important to foresee with maximum possibility and parry in the proper way.

Conclusions

To the list of urgent questions, that demanding proper consideration during EASA requirements implementation the authors specify the following:

- interconnected and interdependent consideration of two problems: conversion of available aircraft maintenance license (Conversion report), and recognition of previously obtained type/task and basic training on the basis of examination credit report. Relatively to this questions, if necessary, to develop the more detailed (customized to the condition of implementation) Acceptable Means of Compliance (AMC) or so-called Alternative Method of Compliance (AMOC), which take into account conditions and peculiarities of Ukraine and provide preservation and further development of positive distinctions of present aviation educational training;
- allocation and detailed description of general components of transfer process for the EASA requirements implementation and its carrying without decreasing of flight safety and maintenance culture, for example, due to of necessity of meaningful redistribution of functions of maintenance tasks certification that carried out by the staff of the Part-145 approved maintenance organizations or from the deficit of certifying staff with the required set of authority;
- construction of transfer process in such way, when the aroused difficulties would not became the problems only for subjects of activity (natural persons and/or organizations) it affected;
- ensuring that during transfer process to the EASA requirements the flight safety and maintenance culture levels be supported and global tendencies in develop-

ment and separation of markets of aircrafts and their components utilization and MRO (Maintenance, Repair&Overhaul) will be taking in account in order not to carry to Ukraine the disadvantages of these requirements during transfer process.

It is proposed to recognize as a good practice the creation of working groups of experts which presented the industrial, educational and scientific organizations at aviation field. These experts possess, at least, recommendation authorities and monitoring the process of EASA requirements implementation in order to ensure the efficient reaction on arising problems, and also initiate and/or prepare the projects of required documents.

References

1. Commission Regulation (EC) 2042/2003 of 20 November 2003, Annex III - Part-66 (Certifying Staff).

2. Commission Regulation (EC) 2042/2003 of 20 November 2003, Annex IV - Part-147 (Training Organisation Requirements).

3. ED Decision No 2003/19/RM of 28 November 2003, On acceptable means of compliance and guidance material to Commission Regulation (EC) No 2042/2003 of 20 November 2003 On the continuing airworthiness of aircraft and aeronautical products, parts and appliances, and on the approval of organisations and personnel involved in these tasks.

4. Правила видачі свідоцтв авіаційному персоналу в Україні. Затверджено та надано чинності Наказом Міністерства транспорту України від 07.12.98 № 486.

5. Положення про сертифікацію навчальних закладів цивільної авіації України (ПСНЗ ЦА-95) Затверджено та надано чинності Наказом Укравіатрансу від 14.12.95 №281.

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

7. ICAO Doc 9401 Manual on Establishment and Operation of Aviation Training Centres.

8. TITLE 14-Aeronautics and Space. Chapter I - Federal Aviation Administration, Department of Transportation. Subchapter H - Schools and other certificated agencies. Part 147 - Aviation Maintenance Technician Schools. http://www.ecfr.gov.

УДК 529.735.064 (043.2)

Г.И.Зайончковский, д-р техн. наук
(Национальный авиационный университет, Украина)

ИССЛЕДОВАНИЕ ДИНАМИЧЕСКИХ СВОЙСТВ ГИДРОМЕХАНИЧЕСКОГО СЛЕДЯЩЕГО РУЛЕВОГО ПРИВОДА С ДРЕНИРОВАНИЕМ ПОЛОСТЕЙ СИЛОВОГО ЦИЛИНДРА

Приведены результаты исследований динамических свойств гидромеханических следящих рулевых приводов систем бустерного управления самолета, в которых введено искусственное дренирование полостей силового цилиндра для повышения их устойчивости и уменьшения взаимного нагружения камер в многокамерном приводе.

Нормами летной годности [1] и другими нормативными документами выдвигаются довольно жесткие требования по устойчивости и динамических свойств системы бустерного управления (СБУ) самолетов в целом и гидродинамических следящих рулевых приводов (РП) в частности.

Характерной особенностью СБУ современных самолетов является наличие незначительных природных сил демпфирования в силовом контуре системы управления, которые изменяются в процессе эксплуатации, и ограниченной жесткости опоры крепления РП к конструкции планера самолета, которая для системы управления транспортных самолетов не превышает величины 10^6 Н/мм. Вследствие этого гидромеханический следящий рулевой привод, установленный в системе управления самолета, обычно имеет ограниченные запасы устойчивости.

Для решения проблемы устойчивости гидромеханических следящих РП используются следующие меры:

– снижение добротности РП (уменьшение давления нагнетания на входе в привод);

– установка в силовом контуре СБУ специальных демпферов;

– дренирование полостей силового цилиндра РП (введение искусственных межполостных перетечек рабочей жидкости).

Накопленный опыт применения СБУ показывает, что применение специальных демпферов в силовом контуре системы управления нерационально, так как в этом случае необходимо обеспечит практическую безотказность демпфера, а так же стабильность его характеристики с наработкой на разных режимах полета самолета, что является очень сложной технической задачей. Кроме того, установка демпферов в СБУ приводит к увеличению массы системы, которая имеет жесткие ограничения.

Дренирование полостей силового цилиндра РП, повышая запасы его устойчивости, существенно снижает КПД привода. Этот метод используется в тех случаях, когда надо, наряду с повышением устойчивости РП, необходимо уменьшить взаимонагружение камер в многокамерном приводе (например, в приводе РП56 самолета Ту-154Б) либо уменьшить взаимонагружение несколь-

ких параллельно установленных приводов, работающих на одну секцию рулевой поверхности (например, в приводе РП68 самолета Ан-124).

Опыт самолетостроения и проведенные исследования показывают, что проблема обеспечения необходимых запасов устойчивости РП и его противофлаттерных свойств может быть решена также за счет рационального выбора кинематической схемы и параметров привода (его добротности).

Для проведения сравнительного анализа влияния кинематической схемы РП и параметров привода на его динамические свойства были рассмотрены две типичные кинематические схемы РП (рис. 1), которые широко используются в СБУ самолетов.

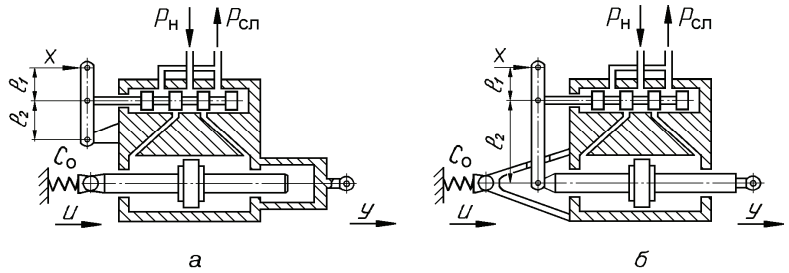


Рисунок 1. Кинематические схемы гидромеханических следящих рулевых приводов; *а* – рулевой привод с гидрораспределителем в подвижном штоке; *б* – привод с “перевернутой” кинематикой

Особенностью схемы “*а*” является расположение золотникового распределителя в подвижном корпусе привода и реализация за счет этого дополнительного внутреннего обратной связи по положению выходного звена привода. В схеме “*б*” первоначальное звено привода следит за перемещением входного звена с противоположным знаком, а деформация его крепления влияет на величину рассогласования на золотнике ε. РП, выполненный по схеме “*б*”, получил название привода с “перевернутой” кинематикой.

Ниже в таблице приведены расчетные соотношения для определения кинематических коэффициентов РП рассматриваемых схем.

На основании анализа динамической модели РП получено следующее упрощенное аналитическое выражение для оценки динамической жесткости приводов рассматриваемых кинематических схем [2]:

$$G(S) = G_0 \frac{T_1 S + 1}{T_2 S + 1} \approx G_0 \frac{TS + 1}{\frac{G_0}{G_\infty} TS + 1}, \qquad (1)$$

где G_0 – статическая жесткость привода; T_1 и T_2 – константы, имеющие размерность времени; $T = 1/D$ – постоянная времени привода (D – добротность привода); D_∞ – амплитудная составляющая динамической жесткости при частоте возбуждающей силы $\omega \to \infty$.

Таблица

Схема рулевого привода	Параметр		
	Коэффициент обратной связи $k_{\text{о.с}}$	Коэффициент передачи $k_{\text{пер}}$	Коэффициент влияния деформации опоры крепления $k_{\text{д.о}}$
Схема “*а*”	$l_2 / (l_1 + l_2)$	+1	0
Схема “б”	$l_1 / (l_1 + l_2)$	$-l_2 / l_1$	+1

Значение G_∞ определяется жесткостью опоры крепления привода $C_{\text{о}}$, приведенной жесткостью силовой проводки управления $C_{\text{пр}}$ и гидравлической жесткостью исполнительного гидродвигателя $C_{\text{г}}$, которая учитывает упругость рабочей жидкости в полостях гидроцилиндра, деформацию стенок цилиндра и уплотнений штока и не зависит от кинематики РП:

$$G_\infty = \frac{1}{\dfrac{1}{C_{\text{о}}} + \dfrac{1}{C_{\text{пр}}} + \dfrac{1}{C_{\text{г}}}} = C_\Sigma .$$

С другой стороны, статическая жесткость РП G_0 существенно зависит от его кинематической схемы и может быть определена по выражению:

$$G_0 \approx \frac{1}{\dfrac{k_{Qp} + k_{\text{ут}}}{k_{Q\varepsilon} k_{\text{о.с}} F} + \dfrac{k_{\text{д.о}}}{k_{\text{о.с}}} \dfrac{1}{\text{C}_{\text{о}}} + \dfrac{1}{C_{\text{пр}}}} = \frac{1}{\dfrac{T}{B} + \dfrac{k_{\text{д.о}}}{k_{\text{о.с}}} \dfrac{1}{C_{\text{о}}} + \dfrac{1}{C_{\text{пр}}}},$$

где k_{Qp} – коэффициент усиления расходной характеристики золотникового распределителя РП по давлению; $k_{\text{ут}}$ – коэффициент межполостных утечек в гидродвигателе РП; $k_{\text{Q}\varepsilon}$ – коэффициент усиления золотникового распределителя по расходу; B – коэффициент жесткости нагрузочной характеристики привода; F – эффективная площадь поршня силового цилиндра РП.

Используя выражение (1), рассчитываем логарифмические характеристики динамической жесткости РП рассматриваемый кинематических схем (рис. 2).

Результаты исследований позволяют сделать вывод, что существует однозначная связь между характеристиками динамической жесткости РП и его устойчивостью. РП будет устойчивым, если его статическая жесткость $G_0 > 0$ и выполняется условие:

$$\frac{G_\infty}{G_0} > 1 - \frac{h_{\text{экв}}}{mD}, \qquad (2)$$

где $h_{\text{экв}}$ – эквивалентный коэффициент вязкого трения в силовом контуре СБУ; m – приведенная к выходной координате РП масса рулевой поверхности.

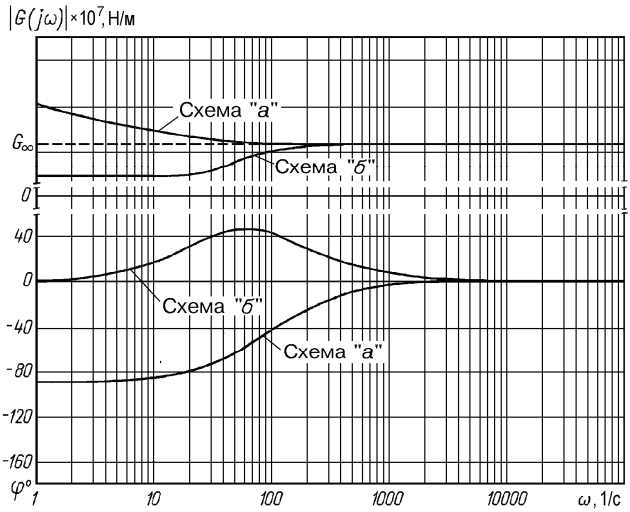


Рисунок 2. Логарифмические частотные характеристики динамической жесткости одноканальных рулевых приводов разных кинематических схем

В соответствии с (2) повышенной устойчивостью и противофлаттерными свойствами обладают РП с перевернутой кинематикой.

Выводы

1. Анализ результатов проведенных исследований подтверждает вывод о повышенной устойчивости РП с “обратной” кинематикой. Их применение существенно упрощает решение проблемы устойчивости СБУ самолета при наличии больших инерционных нагрузок и малого собственного демпфирования рулевых поверхностей без применения дополнительных демпферов и дренирования полостей силового цилиндра привода.

2. Дренирование полостей силового цилиндра РП целесообразно применять лишь в многокамерных приводах для уменьшения взаимного нагружения камер и повышения их ресурса.

Список литературы

1. Авиационные правила. Ч. 25. Нормы летной годности самолетов транспортной категории. – Международный авиационный комитет, 2004. – 322 с.

2. *Абрамов Є.І.* Гідравлічні слідкуючі приводи систем керування літальних апаратів / Є.І. Абрамов, Г.Й. Зайончковський. – К.: КМУЦА, 2000. – 224 с.

УДК 621.3.013.22

Е.И. Барилюк,
(Национальный авиационный университет, Украина, г. Киев)

ПРИМЕНЕНИЕ ДЕМПФИРОВАНИЯ ДЛЯ УВЕЛИЧЕНИЯ РЕСУРСА ЗАТВОРНОГО УЗЛА ТРУБОПРОВОДНОЙ АРМАТУРЫ

Показано зависимость рабочих характеристик затворного узла электромагнитного клапана с уплотнением «металл по металлу» от наличия демпфирования кинетической энергии элементов подвижной системы трубопроводной арматуры. Приведены результаты экспериментальных исследований зависимости износа от наличия демпфирования в затворном узле.

Вступление.

Пневмо- и гидро- клапаны с электромагнитным приводом (ЭМК) являются устройствами для реализации управляемого движения рабочего тела в системах оборудования космических и авиационных летательных аппаратов.

Разработка рациональных конструкций затворов арматуры высокого давления в первую очередь связана с решением проблем циклической прочности и герметичности уплотнительного контакта. Одновременное их обеспечение на требуемом уровне является задачей оптимального выбора параметров затворов арматуры.

Отличительной чертой взаимодействия элементов подвижной части ЭМК являются значительные динамические нагрузки и высокая скорость изменения начального состояния этих элементов, что часто заканчивается отказами ЭМК. Практика эксплуатации и анализ причин аварийных ситуаций, имевших место на объектах промышленности, свидетельствуют, что количество событий, связанных с неисправностью арматуры, составляет около 35% от общего количества [1].

Одним из путей повышения надежности запорной арматуры является рассеяние кинетической энергии подвижной системы клапана, что обеспечивается использованием в конструкции клапана демпферного элемента. Об эффективности этого метода говорят исследования венгерских ученых [2], которые опробовали четыре типа силиконовых материалов в качестве демпферного устройства.

В основу позитивного влияния наличия в конструкции демпферного элемента положена гипотеза о преимущественном влиянии удельной потенциальной энергии изменения формы. Учитывая то, что в управляемой и автоматической запорной арматуре затвор работает с ударами, для его длительной работоспособности важно оценить динамическую характеристику уплотнения. Если уровень амплитуд переменных напряжений достаточно большой, то в элементах механических систем происходит накопление усталостных повреждений, образование и развитие усталостной трещины, что заканчивается разрушением.

Это обуславливает необходимость проведения исследований процесса деградации затворного узла трубопроводной арматуры с уплотнением типа металл-металл.

Цель.

Целью исследований является оценка зависимости скорости деградации золотника и седла малогабаритного электромагнитного пневмоклапана с жестким уплотнением. Электромагнитный привод обеспечивает высокие эксплуатационные качества ЭМС, так как имеет наивысшую производительность и простоту конструкции по сравнению с другими типами приводов. Однако результатом его высокого быстродействия является ударный принцип действия, что приводит к высоким динамическим нагрузкам на уплотнительную пару [3]. Удар запорного элемента о седло клапана создает значительное усилие, пропорциональное массе и скорости перемещения якоря и штока и обратно пропорциональное продолжительности удара. В клапанах с металлическим уплотнением, с учетом твердости золотника и седла, это приводит к значительному снижению ресурса клапана [4]. Однако на сегодня исследовано лишь срабатывание электромагнитных клапанов с резиновыми и резино-полимерными уплотнительными элементами.

При этом в современном арматуростроении, особенно для работы в агрессивных средах, используются уплотнения, в которых запирающий элемент выполнен коническим, а седло – в виде прямоугольного элемента из химически устойчивых материалов, например, из нержавеющей стали 08Х18Н10Т.

Широкому распространению таких уплотнений в значительной мере мешает сложность определения рациональных размеров седла и золотника, особенно такого, которое работает в условиях ударного нагружения.

В связи с этим актуальным является установление влияния демпфирования на перекрывной узел электромагнитного клапана.

Результаты исследований.

Для проведения исследований была создана экспериментальная установка для динамического нагружения образцов золотника и седла с уплотнением «металл по металлу». Она представляет собой малогабаритный электромагнитный клапан, используемый в авиакосмической технике.

В ходе проведения эксперимента образцы из нержавеющей стали 08Х18Н10Т (рисунок 1) нарабатывали определенное число циклов «открыто-закрыто». Через регулярные интервалы времени замерялась протечка воздуха через клапан.

Результаты замеров показали, что протечка увеличивается с наработкой. Была выдвинута гипотеза о связи увеличения протечки с деформацией рабочей поверхности уплотнения клапана из-за диссипации кинетической энергии подвижной системы через пластическую деформацию уплотнительных элементов. Эту деформацию можно уменьшить, если рассеивать часть кинетической энергии через упругую деформацию специального элемента [3]. В роли такого демпфера выступало кольцо из резины толщиной 1 мм (рисунок 2).

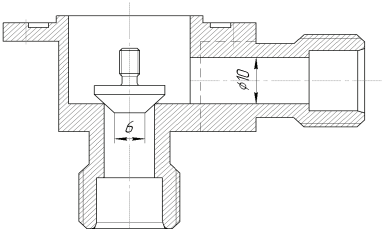


Рисунок 1. Схема испытуемых образцов золотника и седла

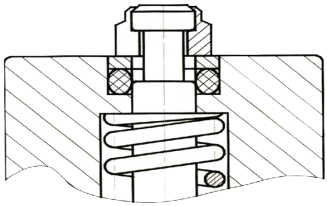
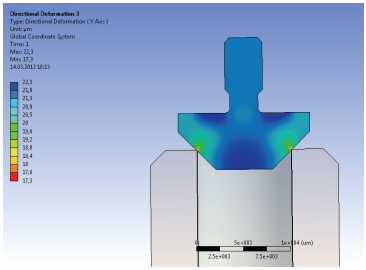
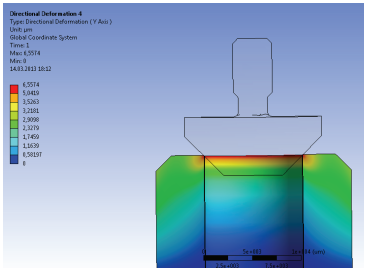


Рисунок 2. Схема установки демпфирующего элемента

После его установки в клапан под стопорную шайбу, была установлена новая пара образцов, которые наработали 300000 циклов «открыто-закрыто». Для них также производились замеры протечки через клапан.

Чтобы визуально показать деформационную картину поверхностей уплотнения, было проведено численное моделирование трехмерных моделей образцов в программном пакете Ansys v11 (рисунок 3).





а *б*

Рисунок 3. Деформация элементов уплотнения клапана после наработки 300 тыс. циклов
а – золотник, *б* – седло

Было установлено, что введение демпфирования позволяет уменьшить скорость износа золотника и седла. Это видно по скорости изменения протечки в клапане с ростом числа наработанных циклов (рисунок 4). Вид полученных экспериментальных зависимостей говорит о том, что демпфирующий элемент позитивно влияет на ресурс элементов клапана. Благодаря ему кинетическая энергия подвижной системы клапана рассеивается через упругую деформацию.

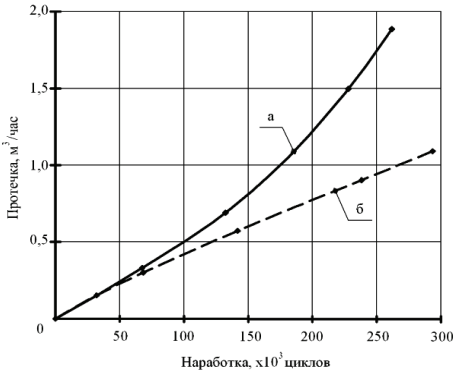


Рисунок 4. Зависимость скорости изменения протечки от числа наработанных циклов
а – без демпфирования, б – с демпфирующим

Выводы

По результатам проведенных экспериментальных исследований оценена степень влияния наличия демпфирующего элемента в конструкции клапана на скорость изменения его рабочих характеристик в процессе наработки. Установлено, что введение демпфера позволяет замедлить скорость деградации уплотнительной группы исследуемого клапана практически в два раза и является оптимальным вариантом с точки зрения уменьшения износа и сохранения массогабаритных характеристик изделия. При этом не требуется значительное изменение конструкции электромагнитного клапана.

Список литературы

1. Sinou J.J.The influence of damping on the limit cycles for a self-exciting mechanism / J. J. Sinou, L. Jezequel. // Journal of Sound and Vibration, Volume 304, Issues 3-5, 24 July 2007. – P. 875-893.

2. Molnar Szabolcs. Damping of dynamic effects with elastomers in instrumented impact testing / Szabolcs Molnar, Akos Bezeredi, Gyorgy Voros, Bela Pukanszky // International Journal of Fracture, Volume 109, 2001. – P. 153-168.

3. Абдюкова Р.Я. Моделирование удара тарелки клапана бурового насоса при ее посадке на седло / Р.Я. Абдюкова, Н.Я. Багаутдинов, А.Н. Зотов // Электронный научный журнал «Нефтегазовое дело». – 2012. – № 2. – С.52-67.

4. Гордиенко Н.А. Некоторые проблемы локальной долговечности при длительном циклическом разрушении / Н.А. Гордиенко, В.И.Дырда, М.К. Шолин // Геотехническая механика. – 2003. – Вып. 46. – С. 36-41.

УДК 629.735.035.62 (045)

Ю.П. Пучков, канд. техн. наук, М.Ф.Молодцов, канд. техн. наук
(Національній авіаційний університет, Україна, Київ)

МЕТОДИ КОНТРОЛЮ СОКОНУСНОСТІ ЛОПАТЕЙ НЕСУЧОГО ГВИНТА ВЕРТОЛЬОТА

В статті розглядаються методи та засоби регулювання та контролю співконусності несучого гвинта вертольоту

На ресурс вертольота і його агрегатів, комфорт екіпажа істотну роль надає рівень вібрацій, що супроводжується знакозмінними перевантаженнями. Основним джерелом вібрацій на вертольоті є його несучий гвинт.

Причина виникнення вібрацій несучого гвинта пов'язана з природою обтікання лопатей в різних азимутах в поступальному польоті, а також масового розбалансування кожної лопаті в комплекті несучого гвинта. В процесі обертання лопаті відносно валу несучого гвинта, із зміною азимутного положення, в поступальному польоті на лопать діють аеродинамічні сили різної величини. Під дією цих сил на лопать діє змінна сила лобового опору, яка гальмує або розганяє її (рисунок 1). Із зміною сумарній швидкості обдування перетинів лопаті, сила тяги кожної лопаті в різних азимутах буде різна. В результаті цього відбувається коливання лопаті відносно горизонтального шарніра, що наводить до виникнення коріолісових прискорень, що також розганяють або гальмують лопать в площині обертання. В результаті цих явищ сила тяги несучого гвинта не збігається з віссю валу несучого гвинта, що наводить до коливань вертольота.

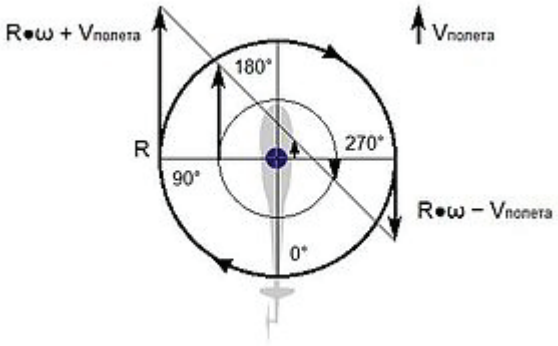


Рисунок 1. Розподіл швидкостей ділянок лопатей несучого гвинта у польоті на азимутах 90° і 270°: ω - кутова швидкість обертання гвинта, R - довжина лопатей, R • ω - окружна швидкість кінця лопаті

Отже, під дією аеродинамічних, відцентрових і сил пружності лопаті в процесі обертання постійно здійснюють коливальні рухи відносно шарнірів,

що супроводжуються виникненням коливань, які передаються на втулку несучого гвинта і конструкцію вертольота.

Для усунення істотних вигинаючих моментів, що, діють в комлевому перетині лопаті в площині помаху і в площині обертання лопаті, на середніх і важких вертольотах встановлені відповідні шарніри (вертикальний і горизонтальний).

Вживання цих шарнірів істотно понизило виникаючі напруження в перетинах лонжерона, підвищило стійкість і керованість вертольота, понизило рівень вібрацій у польоті. Проте це спричинило ряд небажаних наслідків, а саме: можливість появи земного резонансу в процесі перехідних режимів - розкручування або гальмування несучого гвинта, або переміщення вертольота по нерівній земній поверхні.

В процесі обертання лопатей відносно вертикальних шарнірів, із-за допустимої неточності їх виготовлення (різна маса, різне положення центру мас, відносне положення центру жорсткості і аеродинамічного фокусу лопаті, відмінність в геометричних розмірах і так далі), неточності регулювання наводять до того, що окремі лопаті «випадають» із загального конуса несучого гвинта. Допустима величина відхилення лопаті від ідеального конуса складає: для вертольота Мі-8 – ± 10 мм, для вертольота Мі-6 – ± 30 мм. При цьому, ніж більшу кількість лопатей має несучий гвинт, тим частота коливань, яка передається їм на фюзеляж вертольота вище, оскільки коливання кожної лопаті підсумовуються і передаються через втулку, редуктор на фюзеляж. Дію коливань кожної лопаті на систему управління, точність пілотування і навантаження пілотів робить негативний вплив, не дивлячись на необоротну схему включення рульових приводів в систему управління несучого гвинта.

Для усунення неспівконусності лопатей несучого гвинта виконують його вимір і регулювання. Залежно від класу вертольота відомо декілька способів: визначення неспівконусности лопатей в механічний спосіб для легких і середніх вертольотів і фотометод для важких вертольотів типа Мі-6, Мі-10.

Визначення неспівконусності в механічний спосіб пов'язано з фіксацією вертольота на стоянці (швартування або завантаження вертольота до максимальної злітної маси), запуску і роботі силової установки і відповідно несучої системі з фіксованою частотою обертання несучого гвинта і величиною загального кроку і зняття відбитків, заздалегідь забарвлених кінців лопатей в різний колір (рисунок 2) [1].

Перевірка неспівконусності обертання несучого гвинта фотометодом заснована на фотофіксації кінців лопатей, з подальшим аналізом їх розкиду. Відносне положення зображень кінців лопатей на фотоплівці дозволяє визначити необхідне регулювання для забезпечення співконусності обертання лопатей несучого гвинта (шляхом зміни довжини вертикальних тяг повороту лопаті, а також відгином закрилків). Для виділення лопаті № 1 на знімку при підготовці до фотографування на закрилку відсіку № 15 встановлюють пластину-прапорець. Фотоапарат встановлюють за допомогою кронштейна на правому борту вантажної кабіни таким чином, щоб його об'єктив був направлений на кінець лопаті, що знаходиться справа спереду під кутом 45° до подовжньої і поперечної осей вертольота.

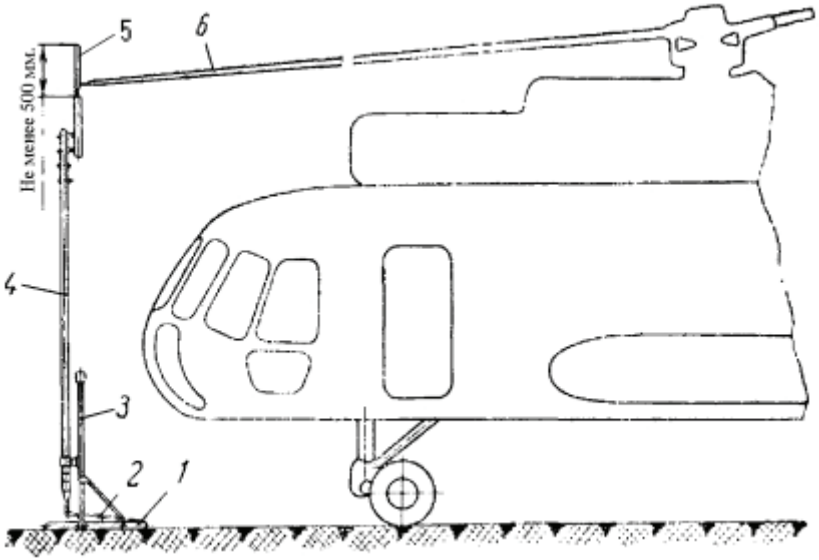


Рисунок 2. Перевірка співконусності лопатей несучого гвинта: 1- майданчик; 2 - амортизатор; 3 - ручка; 4 - жердина; 5 - папір; 6 - лопать несучого гвинта

Вказані методи мають недоліки, основними з яких є низька точність, велика трудомісткість процесу, небезпека для персоналу і цілісності авіаційної техніки.

В даний час розроблений і рекомендований до використання сучасний спосіб з використанням оптико - вібраційного методу вимірювання неспівконусності лопатей несучого гвинта [2]. Так, наприклад, в Росії, з 14.08.09 введений в дію Бюлетень № ТМ 2974–БЭ–Г, згідно з яким апаратура «СПАРК-КОНУС» виробництва ЗАТ «НВО СПАРК»* включена в перелік наземних засобів контролю вертольотів Мі-8, Мі-8МТ, Мі-8МТВ, Мі-17, Мі-8АМТ, Мі-171, Мі-172 контрольно-перевірочних комплексів ЗАТ «НВО «СПАРК». «СПАРК-КОНУС» дозволяє визначити співконусність обертання лопатей ведучого гвинта не лише при випробуванні на землі, але і у польоті. Це дозволяє проконтролювати співконусність обертання лопатей у польоті з метою зменшення вібрації вертольота і скорочення витрати палива.

Відома також система «Вібро-1» [3] зведення конуса несучого гвинта і віброаналіз фірми ТОВ "АТПМ" (Automation of technological processes of manufacture) м. Новосибірськ (Росія). Система дозволяє проводити контроль неспівконусності несучих гвинтів і їх віброаналіз для усунення масового дисбалансу.

* ЗАТ «СПАРК» «Санкт-петербурзька авіаремонтна компанія» (СПАРК) - одне із старих підприємств Росії по ремонту і технічному обслуговуванню вертольотів, ЗАТ «СПАРК» визнаний лідером авіаремонтного виробництва, прикладом передового досвіду, генератором нових ідей і проектів.

Система зведення конуса несучого гвинта «Вібро-1» поєднує в собі два незалежні модулі обробки даних:

1. Оптична частина системи відповідає за збір і передачу даних про неспівконусности лопатей несучого гвинта.

2. Вібраційна частина системи поєднує дані з оптичною частиною і «накладає» на них дані про вібрації. По амплітудах домінуючих гармонік система проводить аналіз і реєструє масовий дисбаланс несучого гвинта з вказівкою сектора, в якому він спостерігається. Апаратна частина системи виконана у вигляді двох незалежних, трьох або двох координатних датчиків і схеми інтегратора, що виконує функцію синхронізації даних з двох вібродатчиків і відеоголовки приладу. У системі віброаналізу можливе застосовування двох типів вібродатчиків, заснованих на чіпах фірми ST microelectronics LIS331DLH і Analog Devices ADIS1600. Характеристики датчиків приведені в таблиці 1.

Таблиця 1

Технічні параметри вібродатчиків

№ з\п	Параметр	LIS331DLH	ADIS1600
1	Кількість аналізованих координат	3	2
2	Живлення	+5V (USB)	+5V (USB)
3	Інтерфейс	RS485	RS485
4	Частота передачі даних (вимер./с)	204,8	102,4
5	Діапазон вимірюваних амплітуд	від -2G до 2G	від -1,8G до 1,8G
6	Матеріал корпусу	метал	метал
7	Спектр аналізованих частот	0-50Гц	0-50Гц

Програмна частина вимірювального комплексу дозволяє встановлювати мітки на критичних частотах 3,2 Гц, 18Гц, 16,7Гц для полегшення аналізу, що проводиться. Вся інформація про вимір зберігається в базі даних з можливістю післяполітного перегляду і аналізу. Результатом роботи системи є протокол про проведені випробування (рисунок 3).

Література:

1. cnit.ssau.ru/vertolet/mi8/mi8_12_7.htm
2. www.sparc-npo.ru/
3. www.atpm-air.ru/index.php?optim=com...id

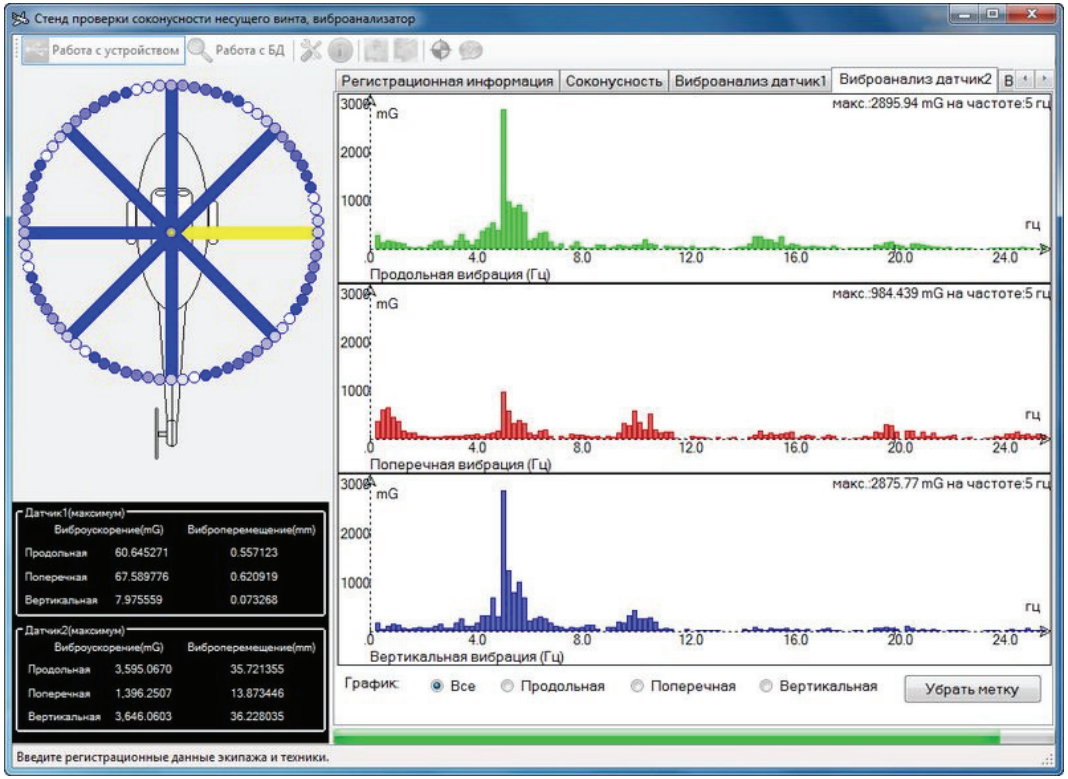


Рисунок 3. Протокол про проведені випробування

УДК. 629.735.035.62 (045)

Ю.П. Пучков, канд. техн. наук, М.Ф.Молодцов, канд. техн. наук
(Національній авіаційний університет, Україна, м. Київ)

МЕТОДИ БОРОТЬБИ ІЗ "ЗЕМНИМ РЕЗОНАНСОМ" ВЕРТОЛЬОТА

В статті розглядаються методи та засоби боротьби із земним резонансом - одним з небезпечних явищ коливань вертольоту

На ресурс вертольота і його агрегатів, комфорт екіпажа істотно впливає рівень вібрації. До явищ, які супроводжуються підвищеним рівнем вібрацій, відносяться: "земний резонанс", неспівконусність несучого гвинта, флатер і вихрове кільце. Основною причиною, що викликає прояву вказаних вище неприємностей, є несучий гвинт вертольоту.

Історія розвитку автожирів і вертольотів пов'язана із діалектикою їх розвитку, зокрема – успішна боротьба з одним явищем наводить до появи інших. Так наприклад, прагнення забезпечити зниження навантаження в комлевому перетині лопатей і забезпечити відсутність крену автожиру привело до появи шарнірного кріплення лопатей несучого гвинта.

Використання гвинтів з п'ятьма жорсткими лопатями поліпшило бічне керування, але автожир С.3 мав тенденцію завалюватися на бік. Аби здолати дисбаланс, що настає в підіймальній силі лопатей (яка йде вперед по польоту) і відступаючої (назад по польоту), Сієрва застосував гнучкі лопаті гвинтів, які сполучені шарнірно. Заснований на цієї теорії, автожир С.4 був побудований в 1922 р. і мав гвинт з чотирма лопатями, шарнірно сполученими в корені [2].

Після початку установки вертикальних шарнірів і м'якої підвіски шасі, спочатку на автожирах, а згодом і на вертольотах, у польоті стало значно менше зайвої вібрації, та і лопаті стали рідше руйнуватися, але по землі рулювати стало небезпечно. Тому що, з'явилося таке явище як "земний резонанс".

"Земним резонансом" прийнято називати швидко наростаючі коливання (розгойдування) вертольота на землі, які пов'язані із особливого роду нестійкістю, властивою вертольотам. Вперше з явищем "земного резонансу" зустрілися при випробуваннях автожирів після того, як в конструкцію втулки несучого гвинта був введений так званий вертикальний шарнір, що дозволяє лопаті здійснювати коливання в площині обертання гвинта. У переважній більшості випадків при виникненні "земного резонансу" коливання припинити не удавалося, і вони наростали аж до руйнування вертольота. Лише у окремих випадках коливання удавалося припинити своєчасним виключенням двигуна або відривом від землі. Історія вертольотобудування знає немало випадків руйнування вертольотів від "земного резонансу".

Вперше в СРСР з такою проблемою конструктори зіткнулися в 1935 році, при випробуваннях автожиру А-6 конструкції Кузнецова В. А. Автожир при русі спочатку почав накреняться те в один, те в інший бік, і, врешті-решт, таким чином кілька разів похитнувшись із зростаючою амплітудою - перекинувся. Після цього випадку стали робити ширшу колію коліс, виносячи їх широко в сторони. Це дало деякий позитивний результат, але не зовсім надійний

та коли стали робити підвіску шасі м’якішу, а деколи й зі спеціальними гасниками коливань - демпферами, проблем стало менше.

При обертанні несучого гвинта лопаті можуть повертатися в своїх вертикальних шарнірах, і їх загальний центр мас виявляється зміщеним убік від вісі обертання (рисунок 1), що наводить до коливань втулки гвинта в горизонтальній площині. При збігу гармонік цих коливань і власних коливань вертольота, що стоїть на землі на пружному шасі, виникають неконтрольовані коливання вертольота - "земний резонанс".

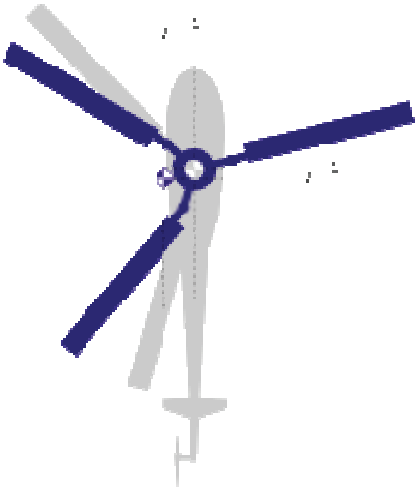


Рисунок 1. Зсув центру мас гвинта, викликаний поворотом лопатей у вертикальних шарнірах: (1- положення центру мас до повороту лопатей, 2- після повороту лопатей).

В результаті аналізу перших випадків земного резонансу стало видно, що "земний резонанс" тісно пов'язаний з коливаннями лопатей несучого гвинта в площині обертання. Тому в конструкцію втулки був введений спеціальний демпфер, якій заспокоював коливання лопаті в площині обертання. Було встановлено, що вибором достатнього затягування цього демпфера можна усунути "земний резонанс".

Проте з'явилася інша проблема. Вертикальний шарнір на втулці робиться спеціально для того, щоб зменшити напруження вигину лопаті в площині обертання, що викликаються коріолісовими силами при поступальному польоті вертольота.

Введення ж демпфера на вертикальному шарнірі знов навантажує лопать вигином в площині обертання, і тим сильніше, чим більше затягування демпфера. Таким чином, конструктивний захід, що дозволяє усунути "земний резонанс", додатково ускладнював проблему забезпечення динамічною міцності лопатей несучого гвинта, яка і до цього дня є одній з основних проблем вертольотобудування.

Тому виникла наполеглива потреба в створенні теорії "земного резонансу", яка дозволила б точно розраховувати потрібні характеристики демпфера вертикального шарніра і знайти напрями зменшення затягування демпферів за рахунок зміни яких-небудь інших конструктивних параметрів вертольота. Зокрема, було дуже поважно виявити роль амортизаційних стійок шасі в демпфіруванні коливань вертольота, оскільки видно, що при розгойдуванні вертольота на землі амортизаційні стійки шасі поглинають енергію коливань.

Наприклад, під час випробувань вертольота ГМ-1 (Мі-1) вперше виникли такі небезпечні явища, як флатер і "земний резонанс". От них позбавилися за допомогою доробки лопатей і перерегулюванням фрикційних демпферів.

У експлуатації вертольота були випадки флатеру несучого гвинта. Як і інші вертольоти, що розроблялися в кінці 40-х, - початку 50-х років, Мі-1 при рулюванні легко входив в "земний резонанс" і вмить розвалювався на частини від цього [4]. Тому на вертольоті Мі-1 в експлуатації прагнули не рулювати, а змінювати місце положення вертольота шляхом підльоту.

Інший приклад "земного резонансу" описаний в спогадах одного із співробітників КБ Камова: - "…сигналів флатера не було, але після чергової "дачі" машина влетіла в "земний резонанс". Хто бачив, той знає, що це таке. Інженер зволікав із скиданням "крок-газ", намагаючись утримати зіскакуючий кашкет. Я ж не міг дотягнутися до важеля, що знаходиться зліва від крісла пілота. Нарешті, "крок-газ" був скинутий і машина зупинилася, вдосталь пострибавши. При огляді виявилося недостатнє затягування демпферів вертикальних шарнірів" [5].

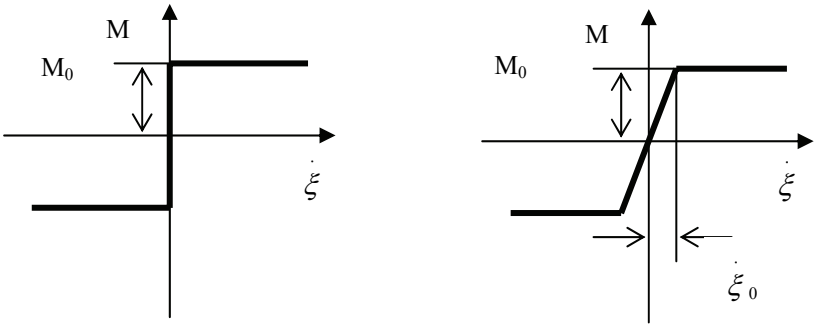
Перші результати теоретичного аналізу "земного резонансу" були отримані як в Радянському Союзі, так і за кордоном, під час другої світової війни. У 1942 р. Б. Я. Жеребцовим були розроблені методи (опубліковані в 1966 р. [1]), що дозволили усунути "земний резонанс" на вертольоті "Омега" конструкції І. П. Братухіна.

"Земний резонанс" можна подавити, ввівши демпфування як у вертикальному шарнірі, так і в амортизаційній стійці шасі вертольота. Сприятливіші умови для появи земного резонансу створюються при пробігу вертольота по землі.

Історично демпфірування коливань лопаті відносно вертикального шарніра виконувалося установкою демпфера у вигляді фрикційного пакету (вертольоти Мі-1, Мі-4, Ка-18 і ін.). Їх вживання вимагало ретельного регулювання перед виконанням польотів і установки лопатей несучого гвинта в середнє положення. Мало того, характеристики фрикційного пакету мали постійну величину демпфіруючого моменту, залежного лише від величини їх стискування, технічного стану і атмосферних умов (рисунок 2, а).

Збільшення злітної маси вертольотів і діаметру несучого гвинта, а також можливість мати змінну величину демпфіруючого моменту, пропорційного кутовій швидкості руху лопаті привело до того, що повсюдно почали застосовувати гідравлічні демпфери вертикальних шарнірів замість фрикційних (вертольоти Мі-2,6,8…, Ка-25,…52), які мають змінну жорсткість (рис. 2, б) залежно від швидкості переміщення лопаті відносно вертикального шарніра $\dot{\xi}$.

Іншим напрямом боротьби з цим небезпечним явищем є зменшення жорсткості основних опор шасі. Основним елементом, що сприймає і поглинає енергію вертикальних переміщень вертольота, є амортизатори основних опор шасі. Розрахунковими випадками для амортизаторів шасі є вертикальна посадка вертольота з максимальною злітною масою, посадка на одну опору і сприйняття частини частот коливань вертольота. Іншими словами, вони досить жорсткі і погано сприймають коливання вертольота при наїзді на перешкоди (стики плит ЗПС, ямки, купини ґрунтових ЗПС, пориви вітру і так далі).



а) б)

Рисунок 2. Типові характеристики демпферів вертикальних шарнірів втулки несучого гвинта вертольота: а) ступінчаста; б) змінній жорсткості (де М - демпфіруючий момент, M_0 – попередній момент затягування демпфера, або точка переходу роботи демпфера з жорсткої ділянки на м'яку; х - відносна швидкість переміщення елементів демпфера)

Тобто ті випадки, коли можливе різке гальмування вертольота, що викликає переміщення лопатей несучого гвинта відносно вертикальних шарнірів і не збіг осі обертання з центром мас несучого гвинта і точкою додатка його сумарної тяги (див. рисунок 1).

Тому для боротьби з "земним резонансом", крім того, почали встановлювати двокамерні амортизатори основних опор шасі, що мають різну жорсткість, а на вертольоті Мі-6, крім того, були встановлені двокамерні амортизаційні опори і упроваджена система перетікання з пружинним демпфером, що сполучає камери основних опор. Це дозволило кардинально усунути можливість виникнення "земного резонансу" [1].

Пристрій пружинного демпфера такий, що він не міняє характеристики шасі при посадці на обох основних колеса одночасно (без крену), але значно знижує жорсткість шасі при поперечних коливаннях (розгойдуваннях) вертольота [3].

Теорія і розрахунок земного резонансу описані в [3]. Коливання вертольота при земному резонансі в основному відбуваються в поперечній площині у зв'язку з тим, що довжина фюзеляжу вертольота істотно більше ширини і, отже, момент інерції вертольота відносно поперечної осі значно перевищує момент інерції відносно подовжньої вісі.

При виникненні земного резонансу практичне значення мають дві форми поперечних коливань.

При коливанні вертольота по першій формі відбувається бічний зсув центру мас вертольота і поворот вертольота на деякий кут відносно центру мас. Це буває при зупинці несучого гвинта після посадки вертольота або на початковому етапі розкручування гвинта перед зльотом, коли тяга несучого гвинта близька до нуля, частота обертання його невелика і навантаження на амортизатори шасі практично рівні стоянковим. Тут працює вся система амортизації шасі (і амортизатори разом з пневматиками), яка ефективно може використовуватися для усунення земного резонансу.

Коливання вертольота по другій формі відбуваються відносно центру мас вертольота без його зсуву. Вони виникають перед відривом вертольота від землі або в початковий момент його посадки, коли тяга несучого гвинта близька до сили тяжіння, що діє на вертоліт. На цих режимах амортизатор стійки вимикається з процесу амортизації коливань вертольота і працює як жорсткий стержень. Оскільки демпфуючі властивості пневматиків малі, то загальне демпфірування шасі на цих режимах близько до нуля. Тому частота коливань вертольота по другій формі значно більше, чим по першій.

Радикальним способом усунення земного резонансу міг бути підбір жорсткістних характеристик шасі, при яких власні коливання вертольота по першій і другій формах (де можливий земний резонанс) перевищують робочий діапазон частот обертання несучого гвинта. Проте в реальній конструкції шасі це неможливе із-за низької пружності пневматика. І аби не попасти в резонанс, прагнуть перейти на низькі частоти коливань вертольота по першій формі. Для цього необхідні амортизатори із зниженою жорсткістю, що наводить до надмірно великих ходів амортизатора і зменшує демпфіруючі властивості амортизатора при посадці вертольота. В той же час для відстроєння від резонансу по другій формі прагнуть збільшити жорсткість пневматика і мати достатнє демпфірування амортизатора вже на самому початку ходу штока.

Вирішують це протиріччя двома способами: використовують в конструкції головних стійок шасі двокамерні амортизатори; застосовують амортизатор із спеціальним клапаном, який забезпечує необхідну зміну жорсткістних характеристик амортизатора в процесі його обтискування [6].

У двокамерних амортизаторах (рисунок 3, а) одна камера (низького тиску) призначена для демпфірування коливань вертольота при низьких навантаженнях на шасі, коли тяга несучого гвинта приблизно дорівнює вазі вертольота, інша (високого тиску) призначена для сприйняття великих навантажень на шасі в процесі посадки вертольота. Двокамерний амортизатор має велику довжину, і його зручно застосовувати, коли немає обмежень на розміри стійки (Мі-8).

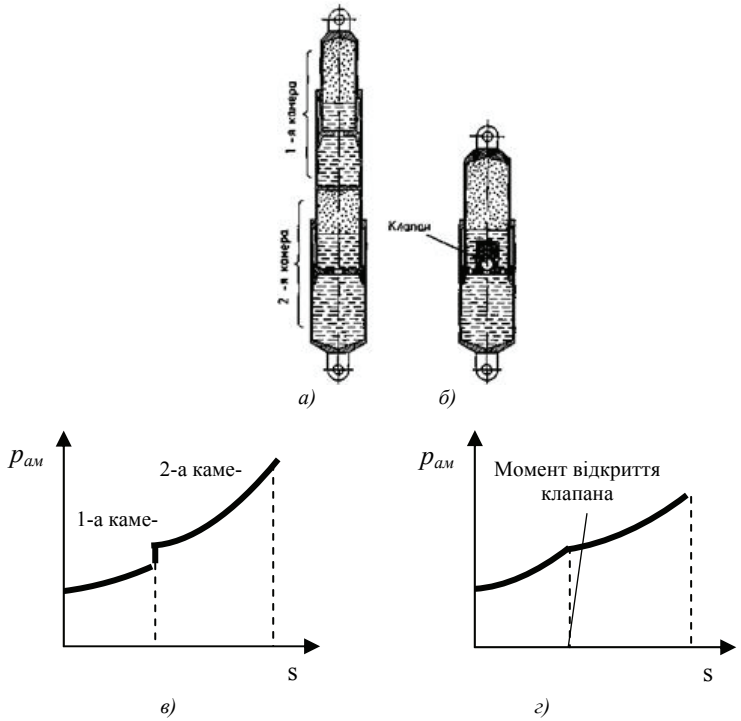


Рисунок 3. Амортизатори основних опор шасі вертольоту:
а — двокамерна; б — однокамерна з клапаном; в — типова діаграма статичного обтискання двокамерного амортизатора; г — типова діаграма статичного обтискання однокамерного амортизатора з клапаном; $p_{ам}$ — тиск в камері амортизатора; s — хід штока амортизатора.

При другому способі використовується один амортизатор, в який встановлюють спеціальний пружинний клапан (рисунок 3, б). Він відкривається лише тоді, коли сила стискування в амортизаторі перевищує деяке критичне значення $Р_{кр}$. При навантаженні на амортизатор менше $Р_{кр}$ відкриті отвори в поршні штока амортизатора, вибрані з умови земного резонансу. При навантаженнях більше $Р_{кр}$ клапан відкривається і відкриваються додаткові отвори більшого діаметру, розміри яких вибирають з умов посадки вертольота.

Література:

1. www.combatavia.info/indexv3mi6.html
2. ru.wikipedia.org/wiki/Сьерва,_Хуан_де_ла
3. Вертолет Ми-6. Техническое описание Кн.II Конструкция вертолета М.: Машиностроение. 1971- 248с.
4. ru.wikipedia.org/wiki/Ми-1
5.www.airwar.ru/enc/uh/ka15/html
6. www.remza/.org/shassi-chast-4/ (амортизатор)

УДК 665.767

В.С. Бутько, к.т.н, доцент,
Д.В. Овсянникова
(Национальный авиационный университет, Украина)

ИССЛЕДОВАНИЕ ДИНАМИЧЕСКОГО МОДУЛЯ УПРУГОСТИ

В статье рассматривается динамический модуль упругости и его непосредственное влияние на расчеты гидравлических систем при их конструировании. Важность использования корректного модуля упругости показана на примере расчета работы переливного клапана.

Вступление

Исследованиям динамического модуля объемной упругости жидкости посвящено относительно небольшое количество работ [1,3]. Все исследователи считают, что динамические характеристики модуля объемной упругости зависят не только от свойств среды, но и от конкретных особенностей гидропривода и характера его эксплуатации. Поэтому исследование деформации рабочей жидкости становится актуальной задачей, особенно в условиях нестационарных процессов.

Анализ исследований и публикаций

В зависимости от методов измерения различают адиабатический и изотермический модули упругости. Изотермический модуль характеризует процессы деформации жидкости, при которых соблюдается условие постоянства температуры, то есть очень медленные (статические) процессы. Адиабатический модуль характерен для быстропротекающих (динамических) процессов, при которых теплообмен не успевает завершиться.

В работе [1] исследовался интервальный динамический модуль объёмной упругости минерального масла типа АУ при переменной скорости деформации, который определялся прямым методом путем замера давления в компрессионной камере с фиксированным объёмом жидкости, изменяющимся за счет вынужденного гармонического перемещения плунжера. Величина модуля объёмной упругости масла рассчитывалась для интервала давлений по значению объёмной деформации жидкости, выраженному в форме конечных разностей.

Постановка задачи

Задачей нашего исследования является изучение динамического модуля упругости и сферы его применения. Также нашим заданием было наглядно показать разницу между использованием изотермического и адиабатического модулей упругости в расчетах гидравлических систем.

Влияние динамического модуля упругости технических жидкостей на эксплуатационную технологичность гидропривода

Модуль упругости весомо зависит от температуры, давления и скорости (частоты) деформаций. Для квазистатического процесса температура является величиной постоянной. С увеличением давления жидкости модуль упругости растет параболически.

Динамический модуль объёмной упругости жидкости в зависимости от частоты колебаний можно определить по следующей зависимости [3]:

$$E_\omega = \frac{V_0}{F^2} \cdot \left(m_n \cdot \omega^2 - C_1 \right), \qquad (1)$$

где ω - собственная (круговая) частота незатухающих колебаний;

m_n – приведенная масса перемещающихся частей нагружающего устройства;

C_1 – жесткость пружины нагружающего устройства.

При массе перемещающихся частей нагружающего устройства $m_п$ = 16 кг частота экспериментального переходного процесса имела значение f = 8.6 Гц, а динамический модуль объёмной упругости масла И-30А, рассчитанный по выражению (1), был равен E_ω = 2077 МПа.

На рис. 1 показаны кривые переходных процессов экспериментального (кривая 1) и теоретического (кривые 2 и 3) моделирования динамики нагружающего устройства, которые были построены при следующих общих значениях: $V_0 = 151 \cdot 10^{-6}$ м^3, $F = 0.518 \cdot 10^{-6}$ м^2, $m_п$ = 16 кг, $C_1 = 10.7 \cdot 10^3$ Н/м, β = 120 кг/с, x_0 = 0.112 м и рекомендованном расчетном значении модуля объёмной упругости для масел индустриальных E = 1660 МПа – для теоретического моделирования (кривая 2), рассчитанным по выражению (1) динамическом модуле E_ω= 2000 МПа (кривая 3).

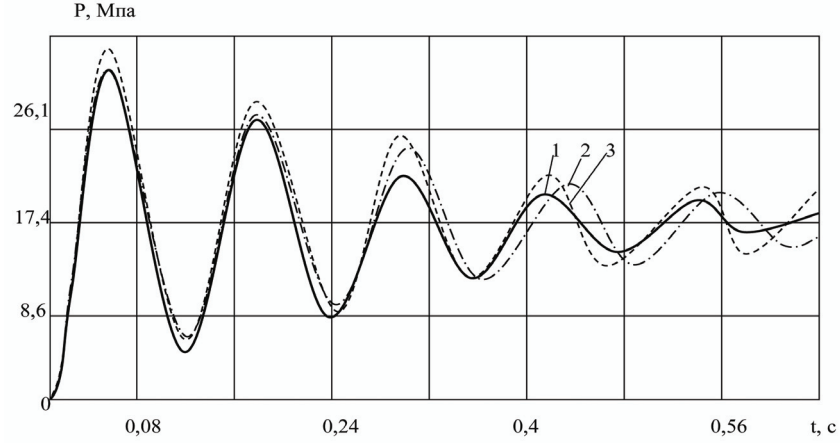


Рисунок 1. Кривые переходных процессов экспериментального и теоретического моделирования динамики нагружающего устройства

Результаты проведенного исследования позволяют заключить, что динамический модуль объёмной упругости масла индустриального И-30А по своему значению выше статического (рис. 1), в том числе и рекомендованного для практических расчётов, что соответствует результатам проведенных ранее исследований [1]. Кривые переходного процесса показывают, что наибольшее совпадение с экспериментальной кривой получено для случая, когда динамический модуль упругости принят E_{ω}= 2000 МПа, в то время как кривая для модуля E = 1660 МПа отличается от экспериментальной в большей степени, включая ее отличие по сдвигу фаз.

На рис. 2 приводим, в качестве примера употребления в расчетах динамического модуля упругости, гидросистему, состоящую из гидроцилиндра, сферического аккумулятора, переливного клапана, бака и трубопровода.

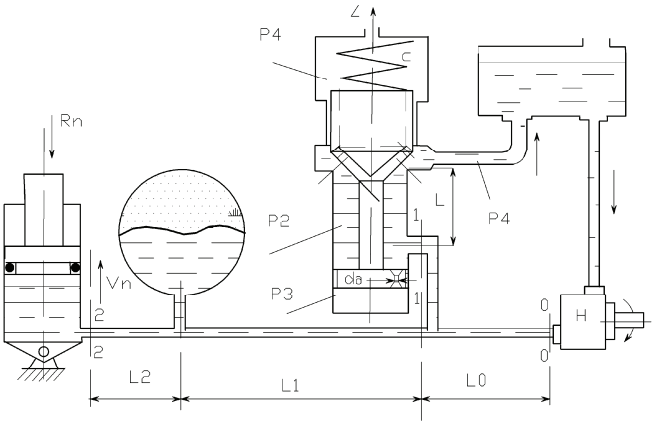


Рисунок 2. Расчетная схема системы с переливным клапаном

Применив принцип Д'Аламбера к подвижным частям клапана и закон сохранения массы для некоторого фиксированного контура, ограниченного живыми сечениями потока 0-0, 1-1, 2-2 (рис. 2) и недеформируемыми стенками, получим систему дифференцированных уравнений, которые после линеаризации и приведения к безразмерному виду записывается следующим образом:

$$\text{а)}\ \frac{d^2\bar{z}}{d\tau^2} + 2\bar{n}\frac{d\bar{z}}{d\tau} + \overline{w_0^2}\,\bar{z} = \overline{k_m}\,\overline{p_2} - \overline{k_\tau}\,\overline{k_f}\,\frac{d\,\overline{Q}_{др}}{d\tau}; \qquad (2)$$

$$\text{б)}\ \bar{k}_\varphi(\overline{p_1}(\tau) - \overline{p_2}(\tau)) + \bar{k}_c\frac{d\,\overline{p_1}}{d\tau} + \overline{k_\varphi}\,\overline{p_1} = \overline{k_f}\,\overline{Q_T};$$

$$\text{в)}\ \overline{k_f}\,\overline{Q}_{др} + \frac{d\bar{z}}{d\tau} + \beta\,\bar{k}'_c\frac{d\,\overline{p}_2}{d\tau} = \bar{k}_\varphi(\overline{p_1}(\tau) - \overline{p_2}(\tau)),$$

где $\overline{n}$ - коэффициент демпфирования; $\overline{w_0^2}$ - безразмерная недемпфированная частота собственных колебаний подвижных частей клапана; $\overline{k_m}$ -коэффициент массы подвижных частей клапана; $\overline{k_\tau}$ - коэффициент неустановившейся гидродинамической силы; $\overline{k}_\varphi$ - коэффициент проводимости входного отверстия клапана; $\overline{k}_c$ - приведенный коэффициент сжимаемости жидкости в напорной линии гидропривода; $\overline{k'}_c$ - коэффициент сжимаемости в демпфирующей полости клапана.

В данном случае в напорной линии гидропривода движение жидкости происходит достаточно медленно, то есть процесс ее перемещения называется квазистатическим. Следовательно, теплообмен с окружающей средой успевает происходить и соблюдается условие постоянства температуры. Поэтому для расчетов коэффициента сжимаемости (или обратной ему величины – модуля упругости) будем использовать формулу для изотермического процесса. Естественно и модуль упругости будет называться изотермическим.

Что же касается демпфирующей полости клапана, то там движение жидкости происходит с большей частотой из-за ритмичных колебаний поршня клапана в силу его малого веса. Движение жидкости будет динамическим, теплообмен не будет успевать происходить и процесс будет адиабатическим. Следовательно, и модуль упругости для расчетов этой части гидропривода будем использовать адиабатический.

Выводы

Использование в расчётах динамического модуля объёмной упругости жидкости приводит к более точному результату моделирования частоты переходного процесса, что подтверждает адекватность рассчитанной по частоте собственных колебаний величины динамического модуля его действительному значению, определяющему частотную характеристику процесса нагружения. Совпадение результатов экспериментального и теоретического моделирования переходных процессов деформации жидкости подтверждает достоверность результатов определения величины динамического модуля объемной упругости жидкости выбраним методом.

Список литературы

1. *Определение* упругости рабочей жидкости гидропривода при переменной скорости деформации В.Н. Прокофьев, А.И. Лузанова, А.С. Гельман, Ю.А. Пискунов. – Известия вузов: Машиностроение, 1969, №12, с. 90-96.

2. *Бидерман В.Л.* Теория механических колебаний. – М.: Высшая школа, 1980. – 408 с.

3. *Методы* и результаты исследования объёмной упругости вещества Корнфельд М. – Успехи физических наук, 1954, Т. LIV, вып. 2. с. 315-342.

УДК 629.7.017.1

И.О. Сыроижка, аспирант
(Кировоградская летная академия
Национального авиационного университета
Украина, г. Кировоград)

НОВІ ПІДХОДИ ДО КЛАСИФІКАЦІЇ ФАКТОРІВ, ЯКІ ВПЛИВАЮТЬ НА НАДІЙНІСТЬ АВІАЦІЙНОЇ ТЕХНІКИ

Введення

Завжди в усіх авіакомпаніях світу на першому місці стоїть безпека польотів (перевезення вантажів, пасажирів тощо). Велику роль відводиться технічному обслуговуванню авіаційної техніки, яке являє собою складний динамічний етап експлуатації,включаючи у себе ряд взаємопов'язаних функціональних процесів.

При експлуатаціїповітряних суден(ПС), їх вузли, агрегати і деталі відчувають постійний вплив ряду факторів, які по-різному впливають на технічний стан, а значить і на їх експлуатаційну надійність і працездатність.

З вимог безпеки польоту, вивченню цієї проблеми завжди приділялося чимало уваги.

Проте, на сьогодні це завдання залишається не вирішеним, оскільки підходи до її аналізу дуже різноманітні та залежать від грамотногодослідження конкретної ситуації і зроблених висновок.

Такий стан дозволяє повернутися до класифікації експлуатаційних факторів які впливають на надійність авіаційної техніки. Саме коректне ранжирування акцентів їх впливу, вірний напрям дослідження і глибокий аналіз отриманих результатів може дозволити вирішити конкретну задачу.

Фактори, які характеризують реальні умови експлуатації і впливають на технічний стан ПС, можна поділити на дві групи: об'єктивні і суб'єктивні.

До об'єктивних належать: вплив навколишнього середовища, механічні та інші зовнішні дії на елементи конструкції та комплектуючі вироби функціональних систем.

До суб'єктивних відносять такі, що в тій чи іншій мірі залежать від людини. Сюди можна віднести вибір схеми конструктивного рішення при проектуванні; вибір матеріалів і конструкції елементів; режими нормальної експлуатації; стратегію, методи та режими технічного обслуговування та інші. Крім того, спроможність враховувати попередні об’єктивні фактори, теж можливо віднести до суб’єктивних.

З іншого боку фактори, які впливають на зміну технічного стану ПС, можна розділити на конструктивно-виробничі, що визначають початкові якості об'єктів, і експлуатаційні, що відображають зміну технічного стану в процесі експлуатації.

До конструктивно-виробничих факторів належать:

- вибір схемних і конструктивних рішень, елементів і матеріалів;
- технологія виготовлення деталей і вузлів, складання та випробування об'єктів;
- рівень та якість виробництва;
- характеристики поточного та вихідного контролю.

Але вирішальну роль у зміні технічного стану відзначають саме експлуатаційні фактори. У процесі експлуатації саме вони і визначають рівень цієї надійності.

Класифікація експлуатаційних факторів, які впливають на технічний стан авіаційної техніки

Експлуатаційні фактори можна розділити на кілька груп.

Група навантажувальних (об'єктивних) чинників, тобто факторів, пов'язаних

з особливостями застосування ПС та умовами його льотної експлуатації:

1. Зовнішні навантаження: аеродинамічні навантаження, перевантаження, тиску, вібрації, акустичні навантаження, аеродинамічне нагрівання, нагрівання від працюючої силової установки, електричні навантаження.

2. Режими роботи авіаційних двигунів і функціональних систем.

Група зовнішніх умов (факторів):

1. Кліматичні умови. Сюди відносяться температура, тиск і вологість атмосферного повітря, їх добове і річне коливання, зміни і перепади по висоті і протяжності траси, опади (дощ, сніг, лід, туман), насиченість повітря агресивними речовинами (солі, луги та ін.)

2. Умови, які характеризують стан аеродромів: запиленість атмосфери, якість покриття злітно-посадкових смуг і руліжних доріжок, ступінь їх чистоти, наявність на них опадів і т.д.

3. Біологічні фактори: цвіль, комахи, гризуни, птахи. Цвіль викликає гниття матеріалів органічного походження. Гризуни та комахи замусорівають системи і агрегати, поїдають ізоляцію, деталі обробки і т.д. Птахи потрапляють в двигун, пошкоджують засклення і обшивку.

Група людського фактора:

1. Умови льотної експлуатації, якості роботи льотного складу: кількість злетів і посадок, використання режимів польоту і режимів роботи двигунів, вміння правильно діяти в особливих випадках і особливих умовах польоту, вміння правильно готуватися до польоту і правильно його розраховувати і т.д. Ці фактори залежать від ступеня навченості і тренованості льотного складу.

2. Якості технічного обслуговування: організація експлуатації, кваліфікація інженерно-технічного складу, якості і своєчасність виконання робіт з обслуговування та ремонту, особливості транспортування та зберігання.

При виконанні робіт з технічного обслуговування, з одного боку, поліпшується стан систем, агрегатів і вузлів ВС і попереджаються про несправності (заправка масла, контроль параметрів тощо), в той же час, в результаті неякісного виконання роботи може погіршитися їх технічний стан і навіть з'явитися несправність.

Залежно від характеру впливу на технічний стан агрегатів і систем можна виділити ще дві окремих групи чинників.

1. Оригінал якості матеріалів, що застосовуються (пально-мастильних та ін): ступінь їх окислення і старіння, забруднення сторонніми частинками, наявність вологи і т.д.

2. Тимчасові зміни матеріалів. Це в першу чергу процес старіння, тобто процес повільного зміни фізико-хімічних властивостей матеріалів. Швидкість процесу старіння може змінюватися під впливом зовнішніх факторів: тепла, вібрації, кисню, озону, вологи і т.д.

Для багатьох матеріалів процес старіння протікає без видимих ознак погіршення властивосте. Ці зміни накопичуються і в окремих випадках можуть призвести до раптового руйнування. Найбільшою мірою процесу старіння піддаються матеріали органічного походження.

У кожному з трьох станів, у яких може перебувати ПС (у польоті, на землі, при технічному обслуговуванні), на його системи та агрегати діє специфічна для даного стану група чинників, причому ступінь впливу цих факторів різна.

Так, у польоті на системи, агрегати і деталі ПС діють експлуатаційні фактори, пов'язані з особливостями застосування та умовами його льотної експлуатації, кліматичні чинники і фактори, пов'язані з роботою льотного складу, якості паливно-мастильних матеріалу (ПММ).

До факторів, які діють на ПС на землі, відносяться кліматичні, біологічні, вартові фактори, стан аеродромів і т.д.

Вплив експлуатаційних факторів на технічний стан об'єктів виявляється у вигляді відхилень від номіналу їх параметрів в результаті зносу, старіння деталей та перерегулювання агрегатів. Ці фактори є причинами виникнення повільних відмов.

Класифікація за принципом однорідності фізичної суті процесів ушкоджень

Всі згадані вище експлуатаційні фактори обумовлюють широке розмаїття процесів, які змінюють технічний стан об'єктів і призводять до повної або часткової втрати працездатності. Виділяють три основних види погіршують працездатність пристроїв: швидкоплинні процеси, процеси середньої швидкості та повільно текучі процеси. Кожен з них заслуговує окремої уваги.

Швидкоплинні процеси мають періодичність зміни, яке вимірюються зазвичай частками секунд. Ці процеси закінчуються в межах циклу машини і знову виникають при наступному циклі. До них можна віднести вібрацію вузлів, зміну сил тертя в рухомих з'єднаннях, коливання робочих навантажень і інші процеси, які впливають на спільне розташування вузлів в кожен момент часу і викривляють цикл роботи машини. Виникнення швидкоплинних процесів обумовлено складними фізичними взаємодіями, які виникають при роботі механізмів, при терті в напрямних елементах і т.д. На ПС до швидкоплинних процесів можна віднести вібрації, викликані нерівновагістю мас двигунів і агрегатів, які обертаються; вібрації трубопроводів, зумовлені як механічними коливаннями, так і параметричним збудженням; зміни сил тертя в підшипниках, рухливих елементах агрегатів, наприклад, насосів; пульсації тиску робочої рідини в результаті нерівномірного представлення її насосом; акустичні коливання, які викликані вихлопним струменем газу.

Процеси середній швидкості проходять під час безперервної роботи машини та їх тривалість вимірюється звичайно в хвилинах або годинах. Вони призводять до одноманітної зміни початкових параметрів машини. Цим обумовлюється виникнення параметричних або повільних несправностей і відмов.

З необоротних процесів даного типу можна назвати процес зміни фізичних властивостей робочої рідини, прохід якої прискорюється при підвищенні температури; зміна фізичних властивостей органічних матеріалів, гуми та інші процеси.

Повільні процеси проходять протягом усього періоду експлуатації. До таких процесів відносять систематичний знос всіх робочих елементів, які відчувають тертя; знесення підшипників; елементів конструкції планера, агрегатів, трубопроводів, з'єднань; корозію; старіння гумових виробів, пластмас та ін

Слід підкреслити, що всі ці зміни відбуваються відносно повільно і характеризуються випадковими функціями, для яких характерне розсіювання значень відповідних параметрів. Тому для їх вивчення та аналізу використовують математичний апарат теорії ймовірностей, математичної статистики та теорії випадкових функцій.

Таким чином зміна параметрів і характеристик елементів у часі є наслідком фізико-хімічних процесів, які в них відбуваються. Процес виникнення відмови являють собою, як правило, деякий часовий процес, внутрішній механізм і швидкість якого визначається властивостями матеріалу, напруженнями, впливом кліматичних та інших факторів.

Залежно від діючих навантажень і фізичної сутності процесів, які протікають, типові відмови і пошкодження виробів авіаційної техніки (АТ) можна класифікувати за такими групами:

1. Тріщини, деформації і руйнування, викликані дією багаторазово повторюваних в експлуатації навантажень. Ці відмови і пошкодження поширені у вигляді втомних тріщин. Вони виникають в обшивці і елементах внутрішнього силового набору. Особливо небезпечні тріщини на силових панелях крила в районі впливу зосереджених навантажень (наприклад, вузли навішування шасі і закрилків), а також у місцях концентрації напруги (наприклад, зміни товщин в лонжеронах).

У загальному випадку розвиток тріщин має характер, аналогічний зносу, з трьома вираженими зонами інтенсивності їх розвитку.

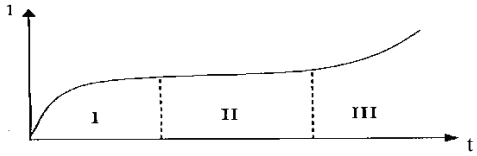


Рис.2.1. Типовий характер розвитку розміру втомної тріщини в обшивці планера: l - розмір тріщини; t - напрацювання.

Перша зона характеризується спочатку високою, а потім поступово спадаючої швидкістю; друга зона - період стійкого розвитку тріщини; третя зона - катастрофічне наростання тріщини, що закінчується руйнуванням елемента.

У експлуатації ці процеси досить добре вивчені і на основі ретельного аналізу надійності та живучості конструкції встановлюються гранично допустимі розміри тріщин.

2. Ушкодження у вигляді тріщин, деформацій і руйнувань, викликані випадками надлишкових навантажень не є локальними, а являють собою загальні залишкові пошкодження основних частин конструкції. Такі перевантаження можуть виникнути у результаті грубих посадок, попадання в зону грозової діяльності і турбулентної атмосфери, неприпустимих маневрів та ін

3. Корозійні пошкодження в слідстві руйнування лакофарбових та інших видів захисного покриття.

4. Різні види механічного зносу, що виникають при тривалому впливі змінних експлуатаційних навантажень (наприклад, люфти рухомих сполук і заклепкових швів, потертість елементів конструкції тощо).

5. Несправності, які виникають в результаті старіння деталей, виготовлених з органічних матеріалів (скла, гуми, пластмас та ін.) Процесу старіння сприяють кліматичні чинники (опади, температура і її зміни, сонячна радіація, вологість тощо), фактори навколишнього середовища (насиченість атмосфери солями, пил, бруд та ін.) Цей процес відбувається приховано і найчастіше виявляється у вигляді пошкоджень раптово.

6. Різні механічні пошкодження обшивки, підлоги та інших елементів, викликані недбалістю при технічному обслуговуванні, комерційної діяльності, ремонті та ін

Висновки

З представлених міркувань демонструється взаємодія і переплетення відомих причин і експлуатаційних факторів.

Для побудови обгрунтованої структурної моделі взаємного впливу експлуатаційних факторів необхідні більш глибокі дослідження.

Напрям досліджень має бути засноване на порівнянні визначального впливу при лімітовані міжремонтних і призначених ресурсів.

УДК 629.735.017.083.

И.В. Титов (Московский Государственный Технический Университет Гражданской Авиации, Москва, Российская Федерация)

ПРОГРАММЫ ПОДДЕРЖАНИЯ ЛЕТНОЙ ГОДНОСТИ КАК ЭЛЕМЕНТ ИНТЕГРИРОВАННОЙ ЛОГИСТИЧЕСКОЙ ПОДДЕРЖКИ.

В данной статье рассматривается место программ поддержания летной годности в системе интегрированной логистической поддержки, реализуемой в рамках внедрения CALS-технологий авиационной техники на стадии эксплуатации.

В последние годы российские авиастроительные предприятия стали уделять значительное внимание CALS (Continuous Acquisition and Lifecycle Support) -технологиям или, по другому, технологии непрерывной информационной поддержки жизненного цикла изделий авиационной техники (АТ). В стране был создан и функционирует орган, координирующий усилия предприятий и государства - Авиационный промышленный совет по CALS, разработаны основополагающие документы в сфере CALS. Внедрение CALS-технологий на стадии эксплуатации, позволяет реализовать, интегрированную логистическую поддержку (Integrated Logistic Support, ILS) изделий АТ.

Интегрированная логистическая поддержка (ИЛП) – совокупность видов инженерной деятельности, реализуемых посредством управленческих, инженерных и информационных технологий, ориентированных на обеспечение высокого уровня готовности изделий, при одновременном снижении затрат, связанных с их эксплуатацией и обслуживанием[1].

В современном понимании, ИЛП эксплуатации и ремонта АТ должна включать в себя интегрированное управление такими процессами, как:

– мониторинг (контроль) состояния каждого изделия в парке;

– планирование технического обслуживания и ремонта (ТОиР);

– снабжение запчастями, вспомогательным оборудованием для ТОиР;

– обучение эксплуатационного и ремонтного персонала.

Одним из видов деятельности ИЛП является планирование и управление техническим обслуживанием и ремонтом изделия. Цель этого вида деятельности – рациональная организация ТОиР, позволяющая сократить затраты на их проведение и повысить коэффициент готовности, за счет сокращения простоев в неисправном состоянии.

На этапах проектирования проводится анализ требований и разработка концепции и программы поддержания летной годности (ПЛГ) изделия. Концепция ПЛГ – это основной документ для разработки системы ПЛГ, который содержит общие принципы организации ТОиР. Программа ПЛГ-документ развивающий и конкретизирующий положение концепции ТОиР. Формирование программы ПЛГ, проводится в соответствии с требованиями и положениями MSG-3[2].

Основная цель этого документа - разработка предложений в помощь сертификационным органам при создании исходных состава и периодичности

работ планового ТО для новых самолётов и (или) силовых установок. Целью является поддержание заложенных в конструкцию уровней безопасности и надежности самолета

На основании MSG-3 разрабатывается первоначальное плановое ТО. В дальнейшем, в процессе эксплуатации, авиакомпанией совместно с изготовителем АТ, могут быть внесены дополнительные изменения в целях сохранения эффективности планового ТО

На этапе эксплуатации выполняется собственно планирование и управление ТОиР. Планирование и управление ТОиР ориентировано на обеспечение заданных показателей готовности изделий АТ

Готовность – способность изделия выполнить требуемую функцию в заданных условиях. Эта способность зависит от сочетания свойств безотказности, ремонтопригодности, долговечности, эксплуатационной и ремонтной технологичности [3].

Эффективность системы ТОиР определяется способностью поддерживать, заданные уровни надежности и готовности изделий АТ к использованию по назначению.

Степень выполнения этих функций, оценивается при помощи комплекса показателей готовности, наиболее существенными из которых являются, показатели использования воздушного судна (ВС) по времени, а также показатели экономичности процессов [4]:

а) коэффициент эффективности использования на j -м уровне управления $K_{И\,j}$

$$K_{И\,j} = H_j / T_j \ .$$

где H_j - налет парка ЛА на j -м уровне управления

T_j - календарный фонд времени парка ЛА на j -м уровне управления

б) коэффициент технической исправности $K_{испр\,j}$

$$K_{испрj} = t_{испрj} / T_j \ .$$

где $t_{испр\,j}$ - суммарное время пребывания парка ЛА в исправном состоянии на j -м уровне управления.

в) удельные простои ЛА по техническим причинам на j -м уровне управления $K_{П\,j}$

$$K_{Пj} = t_{Псумj} / H \ .$$

где $t_{Псум\,j}$ - суммарные простои парка ЛА по техническим причинам j -м уровне управления.

г) коэффициент эффективности использования на j -уровне управления $K_{ЭИ\,j}$

$$K_{ЭИj} = T_{j-1} / T_j \ .$$

где T_{j-1}, T_j - фонд календарного времени на $j-1$, j -м уровне управления.

д) удельные трудовые затраты на техническую эксплуатацию на j -м уровне управления $\tau_{уд\,j}$

$$\tau_{удj} = \tau_{сумj} / H \quad .$$

где $\tau_{сум\,j}$ - суммарные трудовые затраты на техническую эксплуатацию ЛА на j -м уровне управления.

е) удельные материальные затраты на техническую эксплуатацию ЛА на j -м уровне управления $C_{Муд\,j}$

$$C_{Мудj} = C_{Мсумj} / H \quad .$$

где $C_{Мсум\,j}$ - суммарные материальные затраты на техническую эксплуатацию ЛА на j -м уровне управления.

ж) удельная себестоимость работ по технической эксплуатацию ЛА на j -м уровне управления $C_{уд\,j}$

$$C_{удj} = C_{сумj} / H \quad .$$

где $C_{сум\,j}$ - суммарные затраты по технической эксплуатации ЛА на j -м уровне управления.

Эффективность системы ТОиР тем выше, чем больше ВС находится в состоянии исправности и времени нахождения в полете, в частности.

Готовность ВС к полетам обеспечивается в первую очередь за счет оперативного ТО. Выполнение оперативного ТО обеспечивает перевод ВС из неисправного состояния в исправное и далее, в состояние готовности согласно установленным ограничениям на состояние процесса эксплуатации. Это обеспечивается выполнением оперативных работ ТО по встрече, обеспечению стоянки и обеспечению вылета, в которых сгруппированы следующие работы по ТОиР:

а) работы, выполняемые после каждого полета ($ФА_1$)

б) работы, выполняемые через несколько полетов или раз в сутки ($ФА_2$)

в) работы выполняемые через несколько суток или установленное минимальное число полетов (ФБ)

Периодическое ТО обеспечивает летную годность ВС выполнением плановых работ по поддержанию и восстановлению надежности. Ремонт рассматривается, как одна из форм периодического ТО.

Таким образом при формировании программ ПЛГ, рекомендуется количество плановых работ, направленных на обеспечение заданного уровня готовности изделий АТ к использованию по назначению увеличивать, а также повышать их качественный состав. Однако при этом не допускается снижение уровней безопасности и надежности АТ. Кроме того, в целях повышения эффективности системы ТОиР необходимо стараться минимизировать материальные и трудовые затраты на проведение ТО.

Выводы.

Программы ПЛГ являются элементом ИЛП, реализуемой в рамках внедрения CALS-технологий на стадии эксплуатации АТ, целью которой является повышение коэффициента готовности, за счет сокращения простоев в неисправном состоянии. Эффективность системы ТОиР оценивается на основе показателей использования ВС по времени, а также показателей экономичности процессов.

Список литературы.

1. ГОСТ Р 53393-2009. Интегрированная логистическая поддержка. Основные положения. –М.:Стандартинформ. – 2010.
2. Основные положения по разработке требований к плановому техническому обслуживанию самолета. Совместный документ изготовителя и авиакомпании. ATA MSG-3. Изменение 20093.1. – США: ATA, 2003.
3. ГОСТ Р 53480-2009. Надежность в технике. Термины и определения. –М.:Стандартинформ. -2010.
4. Ицкович А.А., Файнбург И.А. Эффективность процессов эксплуатации летательных аппаратов. Учебное пособие. –М.: МГТУ ГА, 2011.

УДК 629.735.064.5: 621.316.722: 064.53 (045)

В.А.Захарченко, к.т.н., С.В. Енчев ,к.т.н.,
С.С. Ильенко, к.т.н., В.В. Козуб, аспирант
(Национальный авиационный университет, Украина, г. Киев)

МЕТОД ОЦЕНИВАНИЯ ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ СЛОЖНЫХ СИСТЕМ ПО ИНТЕГРАЛЬНОМУ КОМПЛЕКСНОМУ ПОКАЗАТЕЛЮ КАЧЕСТВА

Для оценивания технического состояния сложных систем воздушных судов предлагается метод оценивания их качества по интегральному комплексному показателю с использованием метода прямых оценок.

В отличие от немногочисленных известных методов оценивания технического состояния сложных систем предлагается концепция оценивания качества системы по интегральному комплексному показателю (обобщенному показателю качества) с использованием метода прямых оценок систем автоматического управления (САУ) [1,2]. Достоинством метода является возможность использования обобщенного показателя качества (ОПК) для оценивания технического состояния, как для линейных, так и нелинейных САУ, а использование прямых оценок создает широкую универсальность для применения метода при решении разнообразных задачах промышленности.

По своей сущности метод может быть отнесен к методам граничных испытаний, а разработанное программно-алгоритмическое сопровождение существенно сокращает трудоемкость и другие затратные ресурсы при испытаниях в условиях авиапредприятий:<ОКБ>→<Серийный завод>→<ТОиР>. Применение методологии и автоматизированной информационной технологии оценивания безотказности сложных САУ воздушных судов (ВС) показал высокую эффективность при конструировании систем, на серийном авиазаводе при наземной отработке САУ и может применяться в условиях авиаремонтного завода на этапе доводки (отработки систем «под током» перед летными заводскими испытаниями).

Заслуживает определенный интерес подход к формированию методологии и средств проведения сокращенных испытаний авионики на безотказность методом исследования «по прототипам». В сущности, при такой постановке формируется вероятностно-физический подход оценивания безотказности авионики по обобщенному показателю качества, имеющий значительные преимущества перед строго-вероятностным. На основе проведенного анализа методов оценки технического состояния сложных систем, возможностей контроля, диагностики и прогнозирования можно выделить два потока информации: оценка технического состояния в пространстве параметров и в пространстве сигналов. Первый информационный поток в реализации параметрического подхода (параметрического резервирования) не дает физически корректного обоснования вероятностей модели отказа. Второй поток, по сути, отражает параметрическую идентификацию сигналов, на этапах жизненного цикла (ЖЦ)

реальных систем авионики. Такой подход является развитием метода оценивания уровня параметрического резервирования сложных систем авионики на этапах ЖЦ по ОПК и может быть отнесен к вероятностно-физическому классу.

Две модели объекта организуются следующим образом: - одна существует в реальных эксплуатационных условиях, другая – в идеальных (с точки зрения расхода ресурса). Вторая модель инвариантна по отношению к внешним возмущениям $\vec{W}(t)$. Потери качества первой модели оцениваются с помощью функции потерь $Q(\delta_{\text{Р}}, f_{opt})$, описывающей близость преобразований, осуществляемых в реальной модели, инвариантной по отношению к $\vec{W}(t)$, где $\delta_{\text{Р}}(\vec{y}_{\text{Р}}|\vec{x},\vec{w},t)$ - многомерная плотность вероятности реального преобразования входного сигнала $x(t)$ в выходной сигнал $Y_{\text{р}}(t)$ в условиях нестационарного возмущения $W(t)$; $f_{opt} = f_{opt}(\vec{y}|\vec{x})$ - многомерная плотность вероятности фактического преобразования входного сигнала $x(t)$ в выходной $Y(t)$ при возможностях проектирования и изготовления компенсации $W(t)$.

Фактически реализуется принцип физической интерпретации оценки качества системы по функции потерь через ОПК

$$\xi(t) = Y_{\text{Р}}(t) - Y(t) .$$

Функция потерь в форме функции предикат:

$$Q(\delta_{\text{Р}}, f_{opt}) = \begin{cases} 1{,}0 \text{ при } \xi(t) \geq \xi_0, \\ 0 \text{ при } \xi(t) \leq \xi_0, \end{cases} \quad (1)$$

где ξ_0 - граничное значение САУ по технической документации. Функция надежности реальной системы оценивается по функции средних потерь (функция риска) $Q(\delta_{\text{Р}}, f_{opt})$ и определяется как

$$P\{\xi(t) \leq \delta_{\Gamma\text{Р}}, t \in T\} = 1 - Q(\delta_{\text{Р}}, f_{opt}) = M\{Q(\delta_{\text{Р}}, f_{opt})\}, \quad (2)$$

где M - математическое ожидание; T - заданное значение наработки САУ до отказа.

Обобщенный показатель качества [2], обоснованный и организованный как логическое произведение локальных критериев качества инвариантен; ему удовлетворяет выходной сигнал $Y_1(t)$ системы авионики (1), находящейся на испытаниях, и дополнительный выходной сигнал $Y_2(t)$ такой же системы (2) в идеальных условиях функционирования составляют принцип реализации сокращенных испытаний на безотказность (рис.).

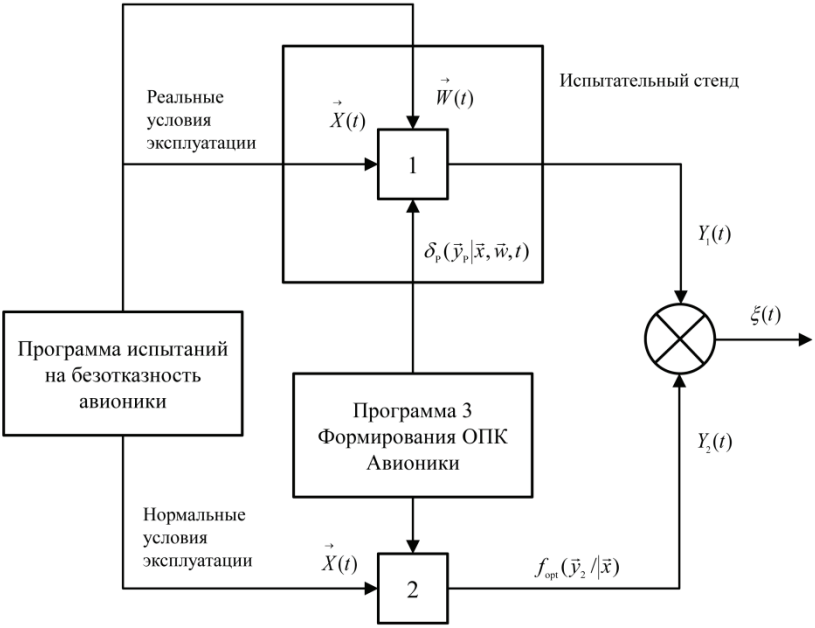


Рис. Схема сокращенных испытаний на безотказность систем авионики «по прототипам»: 1 – модель в реальных условиях эксплуатации; 2 – модель, инвариантная к возмущениям; 3 – модель формирования ОПК авионики.

Важен вопрос адекватного определения показателей надежности по выражению (2), т.е. выбор модели изменения ОПК. Модель должна с одной стороны учесть нестационарность реальных возмущений, а с другой - возможность аналитического процесса для формализации (2) при обосновании вероятностной модели отказов. Такая формализация возможна для квазидетерминированных нестационарных процессов изменения ОПК вида

$$\xi(t) = \sum_{i=1}^{h} \xi_i t_i, \qquad t \in \tau_{\text{М.И.К}} \quad (3)$$

где ξ_i - независимые случайные коэффициенты; i - порядок степени аппроксимирующего полинома, $i = \overrightarrow{0,h}$; $\tau_{\text{М.И.К}}$ - максимальный интервал корреляции процесса.

Одномерный закон распределения значений коэффициента ξ_i идентифицирует информацию о процессе, однако практическая реализация составляющих процесса (3) для организации внешних возмущающих факторов (ВВФ) затруднительна. Модель изменения ОПК может быть предложена в

виде аддитивной смеси двух случайных процессов, которые в сумме относительно математического ожидания и дисперсии нестационарны:

$$\xi(t) = \xi^{W}(t) + \xi^{f}(t), \qquad \tau_{if} >> \tau_{iW}, \tag{4}$$

где $\xi^{W}(t)$ - стационарный случайный процесс с обратным действием на систему $W(t)$; τ_{iW} - интервал корреляции; $\xi^{f}(t)$ - квазидетерминированный процесс; τ_{if} - интервал корреляции.

Математическое ожидание:

$$M^{f}_{\xi}(t) = \sum_{i=0}^{h1} a_i t^i . \tag{5а}$$

Среднеквадратическое отклонение:

$$\sigma^{f}_{\xi} = \sum_{i=0}^{h2} b_i t^i , \tag{5б}$$

где a_i, b_i - неслучайные коэффициенты.

Выводи:

Таким образом, определение безотказности авионики по сформированному интегральному показателю качества ОПК производится по выражению (5) для математического ожидания и дисперсии по методике определения изменения ОПК.

Метод, основанный на вероятностно-физическом подходе в оценке безотказности по ОПК САУ, позволяет осуществить планирование и проведение сокращенных определительных испытаний систем авионики на этапах ЖЦ в условиях авиапредприятий.

Список литературы

1.Воробьев В.М. Идентификация характеристик устойчивости, управляемости и динамики современных воздушных судов на этапах проектирования и сертификации /В.М. Воробьев, В.А. Захарченко, А.Д. Киселев и др. // Проблеми інформатизації та управління. – 2006. – Вип. 3(18).– С. 47-53.

2.Захарченко В.А. Формирование обобщённого показателя качества оценки функционирования логико-динамических систем авионики в задачах идентификации ИАСУ авиапредприятий / В.А. Захарченко, В.М. Воробьев, С.В. Енчев, С.В. Кондратенко // Електроніка та системи управління. – 2005. – вип. 1. – С. 106-117.

УДК 621.313 (045)

В.В. Тихонов, к.т.н., доц., Н.Д. Красношапка, к.т.н., доц.,
Т.В. Ніколайчук, студентка
(Національний авіаційний університет, Україна, м. Київ)

СИНХРОННИЙ ГЕНЕРАТОР ДЛЯ ДИНАМІЧНИХ ДЖЕРЕЛ БЕЗПЕРЕБІЙНОГО ЖИВЛЕННЯ

Динамічні джерела безперебійного живлення дозволяють вирішити питання забезпечення електроживленням критичного навантаження, а синхронна машина, де реалізований комбінований закон управління, значно підвищує якість напруги генераторної установки.

Найважливішим чинником забезпечення безпеки польотів в аеропорту є безперебійне електропостачання з необхідною якістю електроживлення всіх його систем. Оскільки більшість споживачів аеропорту відносяться до споживачів особливої групи першої категорії, то для забезпечення їх електроживленням використовуються два незалежні централізовані входи і аварійне джерело електричної енергії. В даний час як аварійні джерела електроенергії все більш широке застосування знаходять динамічні джерела безперебійного живлення (ДДБЖ), схема якого приведена на рис. 1 [1]. Основними модулями ДДБЖ є синхронна машина і акумулятор кінетичної енергії.

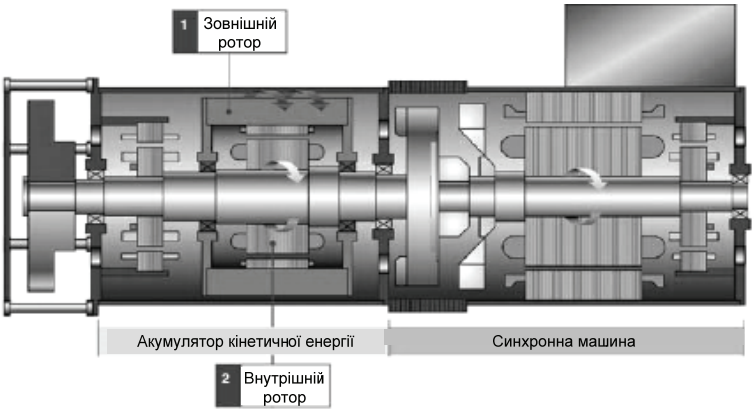


Рис.1. Структурна схема ДДБЖ

За наявності зовнішнього електроживлення синхронна машина ДДБЖ працює в режимі електродвигуна, підтримуючи обертання маховика. При виході параметрів мережі за встановлені межі, вона переводиться в генераторний режим, підтримуючи на навантаженні безперервну синусоїдну напругу. Джерелом енергії під час перехідного процесу є маховик (акумулятор кінетичної

енергії), завдяки якому зберігається стійка частота обертання валу ротора синхронної електричної машини. Кінетична енергія обертання маховика може досягати значень 16 МДж. Через 200–300 мс від моменту виявлення зникнення напруги в мережі система управління ДДБЖ подає сигнал на запуск дизельного двигуна від акумуляторних батарей стартерів. Через одну секунду – не важливо, відбувся пуск дизеля від АКБ чи ні – закривається муфта зчеплення, встановлена між валом ротора синхронного генератора і колінчастим валом дизеля. Кінетична енергія маховика продовжує витрачатися як на підтримку вихідної напруги на шинах синхронного генератора, так і для виводу на робочу частоту обертання (1500 об/хв.) колінчастого валу дизеля. У такій ситуації дизель може не запуститися лише з єдиної причини – якщо відсутнє дизельне паливо, оскільки необхідна компресія в циліндрах двигуна забезпечується примусовим зовнішнім обертанням колінчастого валу на робочій частоті. Загальна тривалість перехідного процесу і виходу на робочий режим займає від 2 до 5 с (залежно від типу використовуваного накопичувача кінетичної енергії).

Основним блоком ДДБЖ є синхронна машина Uniblock [2] (рис. 2). Це здвоєна синхронна машина, обмотки електромотора і електрогенератора якої знаходяться в одному статорі. Вихідна напруга при будь-якому навантаженні підтримується постійною за допомогою зміни струму збудження.

Для підвищення якості вихідної напруги і використання синхронної машини в режимах генератора, двигуна і компенсатора реактивній потужності пропонується принципово нова конструкція синхронного генератора, рис. 2, який складається з двох машин: самого генератора 1 і асинхронної машини 2 [3].

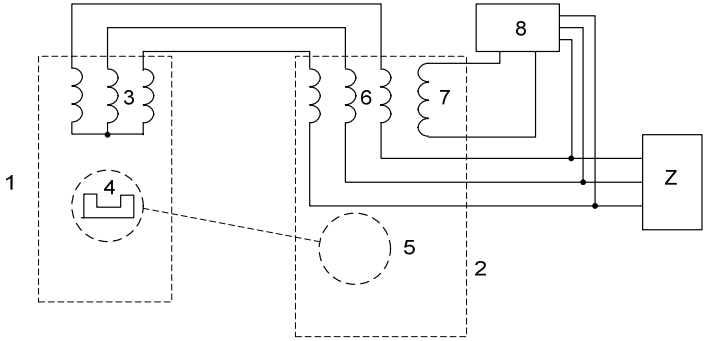


Рис.2. Схема синхронного генератора

Генератор виконаний по класичній схемі, має якір з обмоткою 3 розташованою в пазах магнітопроводу статора, а індуктор синхронного генератора має радіально намагнічені магніти 4.

У одному корпусі з синхронним генератором розміщена асинхронна машина 2, що виконує функцію вольтодобавки.

Ротор асинхронної машини має на зовнішній поверхні пази, в які укладена обмотка, виконана у вигляді стрижнів 5 (рис. 3), закорочених з торців кільцями.

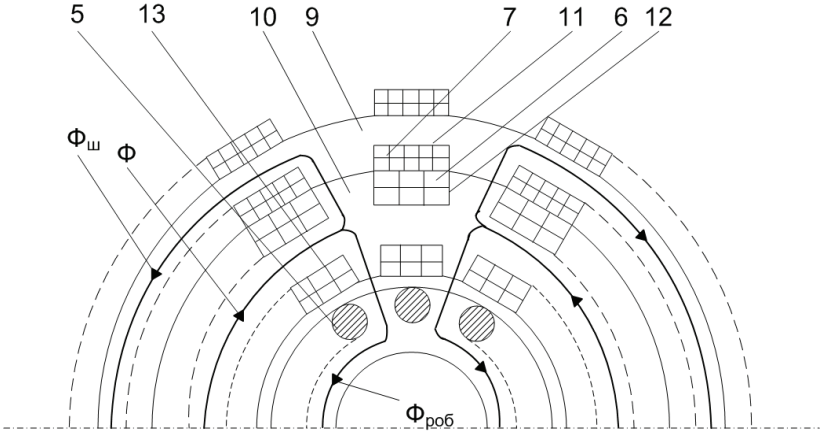


Рис. 3. Конструкція синхронного генератора

Статор асинхронної машини виконаний у вигляді двох концентричних циліндрів 9 і 10 (рис. 2). На внутрішній поверхні першого полого циліндра 9, який є магнітним шунтом, виконані осьові пази 11, в яких розміщена тороїдальна обмотка підмагнічування 7. Обмотка підмагнічування отримує живлення від блоку регулювання напруги 8. Другий полий циліндр 10 має на зовнішній і внутрішній поверхнях пази 12 і 13. У пазах 12 і 13 укладена розподілена трифазна обмотка тороїдального типу, включена послідовно з обмоткою якоря 3 синхронного генератора 1. Число пар полюсів асинхронної машини вибирається таким, щоб частота обертання магнітного поля статора була менше частоти обертання ротора генератора.

Основний принцип регулювання напруги в пропонованому генераторі полягає в створенні необхідної додаткової електрорушійної сили асинхронною машиною, величина якої залежить від струму навантаження генераторної установки.

У режимі холостого ходу струм навантаження відсутній, тому величина вихідної напруги визначається величиною напругу синхронного генератора.

При підключенні навантаження по обмотці якоря синхронного генератора і обмотці 6 асинхронної машини протікає струм. В результаті розмагнічувальної дії реакції якоря синхронного генератора і падіння напруги на обмотках якоря і обмотках асинхронного генератора напруга на навантаженні зменшується. Проте в результаті протікання струму по обмотці статора 6 асинхронної машини виникає магніторушійна сила, яка обертається в просторі з швидкістю меншою ніж швидкість обертання ротора, тобто асинхронна машина працює в генераторному режимі. Це дозволяє отримати на обмотці статора асинхронної машини додаткову електрорушійну силу, яка

підтримки необхідної величини вихідної напруги. Тому в асинхронній машині застосований регульований магнітний шунт.

Магнітопровід 10 статора асинхронної машини охоплений тороїдальною обмоткою підмагнічування 7 і є магнітним шунтом. Ступінь насичення магнітного шунта залежить від величини струму в обмотці підмагнічування, яка отримує живлення від блоку регулювання напруги 8. Обмотка статора 6 асинхронної машини виконана тороїдальною, що дозволяє створити магнітний потік Ф, частина якого замикатиметься через шунт Фш і не братиме участь в наведенні компенсаційної ЕРС. Змінюючи величину магнітного опору шунта за рахунок зміни струму в обмотці підмагнічування 7 можна змінювати величину робочого магнітного потоку Фроб асинхронної машини, а значить і величину генераторної ЕРС.

Таким чином, в пропонованому технічному рішенні реалізується закон регулювання по збуренню, що дозволяє на порядок зменшити час перехідного процесу при зниженні величини провалу напруги у момент зміни навантаження і, за рахунок використання в конструкції керованого магнітного шунта, закон регулювання по відхиленню, що забезпечує високу точність підтримки напруги.

Висновки

1. Використання ДДБЖ дозволить забезпечити живленням критичних споживачі при нульовому часі перемикання, реалізувати режим кондиціонування мережі і забезпечити корекцію коефіцієнта потужності.

2. За рахунок реалізації в синхронній машині законів регулювання по збуренню і відхиленню можна знизити час перехідного процесу і величини перерегулювання напруги.

Список літератури

1. Динамический дизельный источник бесперебойного питания. Simross. Современные электротехнические решения.www/simross-engineering.ru

2. Бучинчик А.И. Динамические источники бесперебойного питания // Турбины и дизели. – 2007. – № 6. – С.49-51,

3. Тихонов В.В., Красношапка Н.Д. Джерело електроживлення. Заявка на патент

УДК 537.214.002.5.006.89(045)

В.В. Тихонов, к.т.н., доц., Л.В. Ничипоренко, студентка
(Національний авіаційний університет, Україна, Київ)

ВПЛИВ ЯКОСТІ ЕЛЕКТРИЧНОЇ ЕНЕРГІЇ НА РОБОТУ ЕЛЕКТРООБЛАДНАННЯ

В статті розглядається тема якості електричної енергії та вплив їх на роботу різних споживачів електроенергії.

Проблема енергозбереження є надзвичайно актуальною не лише для України, але й для всього світу; проте в Україні ця проблема є надзвичайно болючою, тому запровадження широкомасштабної політики енергозбереження є життєво необхідним.

До складу галузей економіки України, що недостатньо ефективно використовують енергоресурси, входить і сама енергетика. Однак з головних причин невиробничих затрат енергії в енергетиці-високі втрати в електричних мережах. В середньому в електричних мережах енергосистем і споживачів вони складають 16%. Порівняно з розвиненими країнами Західної Європи це в 1,5-2 рази більше.

Електрична енергія – один із найважливіших матеріальних продуктів суспільства, який знайшов застосування у всіх сферах людської діяльності.

Відхилення основних показників якості електроенергії від вимог, часто веде до значного скорочення терміну служби різних приймачів, виникненню аварійних режимів, порушенню технологічних процесів. Тому найважливіша задача полягає в пошуках нових технічних рішень, які дозволять забезпечити підвищення оптимальних показників якості.

Покращення якості електричної енергії у будь-якій галузі промисловості призводить до створення нормального протікання технологічних процесів, а це в свою чергу сприяє випуску запланованої кількості продукції при належній її якості, до того ж підвищення якості електричної енергії безпосередньо відображається на умовах життя та діяльності людей.

До поняття якості електропостачання в першу чергу відноситься якість електроенергії (ЯЕ). На ЯЕ впливають різні порушеннями і спотворення форми напруги живлення, комутаційні перенапруги, що викликаються комутацією ділянок електричної мережі, провали і відхилення напруги під час роботи пристроїв автоматичного включення резерву і перемикання споживачів на інші джерела живлення. Самі електроприймачі можуть вносити спотворення в електричну мережу. Такими властивостями володіють електроприймачі з різко перемінним і нелінійним характером навантаження:будь-які перетворювачі,промислові споживачі,електричний транспорт і т.д.

Якість електричної енергії впливає на працездатність і ефективність функціонування електроприймачів. Також вона істотно позначається на економічних показниках і надійності роботи електричних мереж і виробництва

промислових підприємств.Стосовно інфокомунікаційних систем ЯЕ слід розглядати як вплив кондуктивних перешкод (електромагнітних перешкод, що поширюються через елементи електричної мережі) на обладнання. При цьому, якщо рівень показників якості електроенергії не перевищує норми, які встановлені стандартом, то устаткування функціонує справно і порушень (збоїв, зниження ефективності) інфокомунікаційних систем немає.

В Україні діє стандарт ГОСТ 13109-97 «Электрическая энергия. Совместимость технических средств электромагнитная. Нормы качества электрической энергии в системах электроснабжения общего назначения», який встановлює показники і норми ЯЕ в електричних мережах загального призначення змінного трифазного і однофазного струму частотою 50 Гц в точках, до яких приєднуються електричні мережі, що перебувають у власності різних споживачів електричної енергії, або приймачів електричної енергії (точки загального приєднання).[2]

НормиЯЕ, щовстановлюютьсястандартом, єобов'язковимиіслужатьдлязабезпеченняелектромагнітноїсумісностіелектричн ихмережсистемелектропостачаннязагальногопризначенняіелектричнихмережс поживачів.[3]

Якість електроенергії виявляється в наступному:

- ✓ відхиленням напруги та частоти;
- ✓ розмахом коливань напруги та частоти;
- ✓ коефіцієнтом несинусоїдальної форми кривої напруг;
- ✓ коефіцієнтом несиметрії напруги основної частоти.

Вплив різних показників якості на роботу електрообладнання:

1.*Відхилення напруги*

Відхилення напруги від номінальних значень відбуваються через добових, сезонних і технологічних змін електричного навантаження споживачів, зміни потужності компенсуючих пристроїв, регулювання напруги генераторами електростанцій і на підстанціях енергосистем, зміни схеми і параметрів електричних мереж.

Вплив відхилення напруги на роботу електрообладнання:

1) на технологічні установки:

- при зниженні напруги суттєво погіршується технологічний процес, збільшується його тривалість;

- при підвищенні напруги знижується термін служби обладнання, підвищується ймовірність аварій;

- при значних відхиленнях напруги відбувається зміна технологічного процесу;

2) на висвітлення:

- Знижується термін служби ламп освітлення, так, при величині напруги термін служби ламп розжарювання знижується в 4 рази;

- при величині напруги знижується світловий потік ламп розжарювання на 40%, а люмінесцентних ламп - на 15%;

- при величині напруги менше люмінесцентні лампи мерехтять;

3) на електропривід:

- при зниженні напруги на затискачах асинхронного електродвигуна на 15% механічний момент знижується на 25%, двигун при цьому може не запуститися або зупинитися;

- при зниженні напруги збільшується споживаний від мережі струм, що призводить до перегріву обмоток, і, відповідно, до зниження терміну служби двигуна; при тривалій роботі на напрузі термін служби двигуна знижується вдвічі;

- при підвищенні напруги на 1% збільшується споживана двигуном реактивна потужність на 3 ... 7%.[1]

2.*Коливання напруги*

Коливання напруги оцінюються наступними показниками:

- розмахом зміни напруги δU, тобто різницею між найбільшим і найменшим значеннями напруги, в процесі досить швидкої зміни параметрів режиму, коли швидкість зміни напруги не менше 1% в секунду:

– частотою змін напруги (дозою флікера):

Так, наприклад, час зварювання у контактних машин сягає в межах від 0,02 до 0,4 с, тому коливання напруги навіть малої тривалості негативно впливають на якість зварювання.

При коливаннях напруги, в результаті яких напруга знижується більш ніж на 15% нижче номінального, можливе відключення магнітних пускачів працюючих електродвигунів.

На підприємствах з істотним синхронним навантаженням, коливання напруги може призводити до випадання приводу з синхронізму і розладу технологічного процесу.

Коливання напруги негативно позначаються на роботі освітлювальних приймачів. Вони призводять до миготіння ламп, які при перевищенні порога роздратування можуть відбиватися на тривалому сприйнятті у людей.

3.*Несинусоїдальність напруги*

Несинусоїдальність напруги характеризується наступними показниками:

K_u– коефіцієнтом спотворення синусоїдальности напруги;

U_n/U –коефіцієнтом *n*-ї гармонійної складової напруги.

Коефіцієнт несинусоїдальності напруги не повинен перевищувати 5% на затискачах будь-якого приймача електроенергії.

Несинусоїдальні режими несприятливо позначаються на роботі силового електрообладнання, систем релейного захисту, автоматики, телемеханіки та зв'язку. Виникаючі при цьому економічні збитки обумовлені, головним чином, погіршенням енергетичних показників, зниженням надійності функціонування електромереж та скороченням терміну служби електроустаткування.

Вплив вищих гармонік на роботу електрообладнання.При роботі асинхронного двигуна в умовах несинусоїдального напруги, знижується його коефіцієнт потужності і крутний момент на валу.[1]

Вищі гармонійні складові негативно впливають на роботу батарей конденсаторів. Конденсатори, що працюють при несинусоїдної напрузі, в ряді випадків швидко виходять з ладу,в результаті вибухів. Причиною руйнування

конденсаторів є перевантаження струмами вищих гармонік, яка проявляється, як правило, при виникненні в мережі резонансного режиму на частоті однієї з гармонік.

При несинусоїдному режимі мережі, відбувається прискорення старіння ізоляції силових кабелів. При цьому зростають струми витоку: через 2,5 роки експлуатації струми витоку виявилися більше в середньому на 36%, через 3,5 року - на 43% (при рівні вищих гармонік у кривій напруги в межах 6 - 8,5%) порівняно з режимами експлуатації при синусоїдальній напрузі.

4.*Несиметрія напруги*

Під несиметрією напруги розуміють нерівність фазних або лінійних напруг за амплітудою і кутом зсуву між ними (несиметрія трифазної системи напруг).

Несиметрія напруги відбувається тільки в трифазній мережі під впливом нерівномірного розподілу навантажень по її фазах.

Вплив несиметрії напруг на роботу електрообладнання: зростають втрати електроенергії в мережах від додаткових втрат в нульовому проводі. Однофазні, двофазні споживачі і різні фази трифазних споживачів електроенергії працюють на різних неномінальних напруженнях, що викликає ті ж наслідки, як і при відхиленні напруги. У електродвигунах крім негативного впливу несиметричних напруг виникають магнітні поля, обертові зустрічному обертанню ротора.[1]

Загальний вплив несиметрії напруг на електричні машини, включаючи трансформатори, призводить до значного зниження терміну їх служби. Наприклад, при тривалій роботі з коефіцієнтом несиметрії по зворотній послідовності, термін служби електричної машини знижується на 10…15 %, а якщо

працює при номінальному навантаженні, термін служби знижується вдвічі.

Висновок

В даній роботі розглянули такі питання як: оптимізація якості електроенергії, несиметрія електричних режимів, а також показники якості енергії, який існує стандарт (ГОСТ), щодо якості енергії та яким чином якість електроенергії впливає на роботу електроспоживачів.

Список літератури

1.Петров В.М., Щербаков Е.Ф., Петрова М.В. О влиянии бытовых электроприемниковна работу смежных электротехнических устройств. Промышленная энергетика,1998.

2.ГОСТ 13109-97 “Нормы качества электрической энергии в системах электроснабжения общего назначения”..

3.Жежеленк И.В., Рабинович М.Л., Божко В.М.. Качество электроэнергии на промышленних предприятиях.- Киев, «Техніка»1981.

УДК681.5.015:629.735.03 (045)

С.В. Єнчев, к.т.н., доц., С.С. Товкач, аспірант
(Національний авіаційний університет, Україна, м. Київ)

ВИЯВЛЕННЯ ВИПАДКОВИХ ПОСЛІДОВНОСТЕЙ З ВИКОРИСТАННЯМ РЕГРЕСІЙНОГО ТА ВЕЙВЛЕТ-АНАЛІЗУ В ЗАДАЧАХ ІДЕНТИФІКАЦІЇ РЕЖИМІВ РОБОТИ АВІАЦІЙНОГО ГТД

Розглянуто задачу оцінювання випадкових послідовностей для вибору моделі регресії при дослідженні динамічних процесів ГТД з використанням вейвлет-аналізу

При дослідженні складних багатофакторних динамічних процесів газотурбінних двигунів (ГТД): перехідні термогазодинамічні процеси, процеси накопичення пошкоджуваності елементами вузлів ГТД і інші процеси зі змінними в часі характеристиками – постає задача побудови математичної моделі реального динамічного об'єкта (процесу) методами активної ідентифікації, що припускають подачу на вхід процесу спеціального тестуючого сигналу. Результати ідентифікації, які характеризуються статистичними властивостями моделі, отриманої за допомогою заданого методу оцінювання (максимальної правдоподібності, найменших квадратів і ін..), суттєво залежать від структури і параметрів тестуючого сигналу, що представляє собою найбільш складну частину загальної задачі активної ідентифікації динамічних процесів.

Традиційними способами вирішення задач оцінки стану об'єкта по інформації, одержувану в результаті вимірювань, є байесовський і класичний (небайесовский) підходи, метод найменших квадратів [1]. Новими для задач оцінювання є підходи з використанням штучних нейронних мереж і нечітких систем. Порівняльний аналіз нейромережевих алгоритмів і алгоритмів на основі нечіткої логіки з оптимальними в середньоквадратичному сенсі традиційними алгоритмами показує їх можливість успішного застосування при вирішенні ряду складних в обчислювальному відношенні задач оцінювання, які вирішуються в рамках байесовської постановки.

Вейвлет-аналіз є одним з новітніх напрямків у теорії та практиці обробки функцій і сигналів. Вейвлети перспективні в вирішенні задач наближення (інтерполяції, апроксимації, регресії) функцій, сигналів та зображень [2]. Тому вейвлети і були обрані для дослідження можливості їх альтернативного використання для вирішення задач оцінювання.

Припустимо, що задана недоступна безпосередньому спостереженню n-мірна випадкова послідовність $x_i = \left(x_{1i},\ldots,x_{ni}\right)^T, i = 0,1,\ldots$. Потрібно, маючи статистично зв'язані з x_i значення m-мірної випадкової послідовності вимірювань $y_j = \left(y_{1j},\ldots,y_{mj}\right)^T, j = \overline{1.k},$ знайти оптимальну у середньоквадратичному сенсі оцінку $\hat{x}_{i/k}$, яка мінімізує критерій виду [1,2]:

$$J_{i/k} = M[(x_i - \hat{x}_{i/k})^T (x_i - \hat{x}_{i/k})], \quad (1)$$

де M — визначає операцію отримання математичного сподівання.

Введемо складовий вектор вимірювань $Y_k = \left[y_1^T, \ldots, y_{k-1}^T, y_k^T\right]^T$ розмірності $k \cdot m$ і визначимо оцінку $\hat{x}_{i/k}$ як *n*-мірну вектор-функцію вимірювань:

$$\hat{x}_{i/k} = h_i(Y_k). \quad (2)$$

Таким чином, суть розглянутої задачі оцінювання полягає в знаходженні деяким обгрунтованим способом «*n*-мірної векторної функції вимірювань $h_i(Y_k)$, виходячи із умови мінімізації критерію (1).

Для критерію (1) оптимальна оцінка (2) являє собою умовне математичне сподівання

$$\hat{x}_{i/k} = M\left[x_i / Y_k\right] = h_i(Y_k) \quad (3)$$

і h_i для довільних випадкових послідовностей $x_i, i = 0,1,\ldots$ і $y_j, j = \overline{1.k}$ являється в загальному випадку нелінійною відносно вимірювань функцією. Якщо $i > k$, задача називається задачею передбачення, якщо $i = k$, це задача фільтрації, а якщо $i < k$, – задача згладжування або інтерполяції.

Розв'язок задачі оцінювання як задачі регресії. З виразу (3), де нелінійна функція h_i, визначена як умовне математичне сподівання, випливає, що задача знаходження функції h_i може бути зведена до вирішення задачі регресії. Вибір моделі регресії визначається припущенням про форму нелінійної залежності між векторами x_i і Y_k. Будемо шукати залежність $\hat{x}_{i/i} = h_i(Y_i)$ з незаданим заздалегідь типом функції h_i. Приймемо модель регресії у вигляді

$$x_i = h_i(Y_i) + e_i, \quad (4)$$

де $\hat{x}_{i/i} = h_i(Y_i)$, а e_i вважається шумом.

Рівняння (4) називається регресійним рівнянням. Основна задача полягає в знаходженні рівняння регресії по вибірковим даним векторів $x_i = (x_{1i}, \ldots, x_{ni})^T$ і $Y_i = \left[y_1^T, \ldots, y_{i-1}^T, y_i^T\right]^T$, $y_i = (y_{1i}, \ldots, y_{mi})^T$, $i = 0,1,\ldots$, які запишемо у вигляді

$$\left\{\left(x_i^{(j)}, Y_i^{(j)}\right)\right\}, j = \overline{1.N}. \quad (5)$$

Таким чином, мова йде про видалення шуму e_i в моделі (4). У таких задачах вейвлети застосовуються досить ефективно.

Практична робота з обробки та представлення реальних сигналів звичайно базується на трактуванні вейвлет-перетворень в частотній області і дозволяє плідно використовувати апарат частотної фільтрації і методи швидкого вейвлет-перетворення [2] . Вони засновані на пірамідальному алгоритмі Малла і проріджуванні спектру вейвлетів по частоті. Головним результатом є висновок про відповідність вейвлет-коефіцієнтів коефіцієнтам передавальної характеристики низькочастотного і високочастотного фільтрів,

що дозволяє організувати ефективні, з точки зору обсягу обчислень, процедури обчислень коефіцієнтів вейвлетів.

Існують вейвлети, що мають різні властивості і,які підходять для вирішення різних задач: 1) предвейвлети (гаусові вейвлети, Морле, мексиканський капелюх), 2) регулярні й дискретні вейвлети Мейєра, 3) ортогональні вейвлети з компактним носієм (вейвлети Добеші, симлети, койфлети), 4) В-сплайнові біортогональні вейвлети; 5) комплексні вейвлети.

Для вирішення задач згладжування, оцінювання і прогнозу випадкових послідовностей, доцільно виявляється використання ортогональних вейвлетів з компактним носієм, оскільки властивості даних вейвле тів забезпечують необхідне наближення вейвлет-розкладання.

Знаходження функції регресії з використанням вейвлетів.Для пошуку функції регресії h_i на основі вейвлетів пропонується звести загальну проблему регресії до класичної моделі регресії.

Для спрощення викладок без втрати спільності розглянемо знаходження скалярної функції регресії $\hat{x} = h(y)$ для двох випадкових величин x та y. Модель регресії (4) в цьому випадку прийме вигляд $x = h(y) + e$.

Основні кроки для обчислень $\hat{x} = h(y)$ наступні:

1. Перетворимо вибіркові дані $\left\{\left(x^{(j)}, y^{(j)}\right)\right\}, j = \overline{1.N}$ в дані $\left\{\left(\tilde{x}^{(l)}, \tilde{y}^{(l)}\right)\right\}, l = \overline{1.L}$, використовуючи процедуру розбиття області значень на малі проміжки. Значення $\tilde{y}$ рівномірно розподілені. Для кожного *l*-го проміжку, $l = \overline{1.L}$ визначаємо

$$\tilde{x}_l = \frac{сума\left\{x^{(j)} таких,\ що\ y^{(j)} лежить\ в\ \ l-ому\ проміжку\right\}}{число\left\{x^{(j)} таких,\ що\ y^{(j)} лежить\ в\ \ l-ому\ проміжку\right\}}$$

з умовою 0/0 = 0.

2. Робимо вейвлет-розклад сигналу $\tilde{x}_l, l = \overline{1.L}$, використовуючи швидкі алгоритми, для знаходження вейвлет-коефіцієнтів.

3. Робимо порогову обробку вейвлет-коефіцієнтів одним із методів для видалення шуму e.

4. Відновлюємо оцінку $\hat{x}_l = h_l(\tilde{y}_l), l = \overline{1.L}$, функції h із оброблених вейвлет-коефіцієнтів, використовуючи швидкі алгоритми.

5. Перемасштабовуємо результуючу функцію $\hat{x}_l = h_l(\tilde{y}_l)$, перетворюючи кожне значення індексу l в дані $\tilde{y}_l$, $l = \overline{1.L}$ і інтерполюємо $h_l(\tilde{y}_l)$ в кожному проміжку l, щоб знайти оцінку $\hat{x}$.

Алгоритми вейвлет-оцінювання.Аналіз процедури пошуку функції регресії h_i, показує, що задачу оцінювання можна розглядати як задачу знаходження невідомого відображення $h_i^B(Y_i, \tilde{C}_i)$, за допомогою якого визначається оцінка $\hat{x}_{i/i}$ аналогічно виразу (3), тобто:

$$\hat{x}_{i/i}^{B} = h_i^{B}(Y_i, \widetilde{C}_i), \qquad (6)$$

де матриця $\widetilde{C}_i = \{a_\mu, d_\mu, d_{\mu-1}, \ldots, d_1\}$ визначає масив апроксимуючихкоефіцієнтів, які описують згладжений сигнал, і деталізуючих коефіцієнтів, які описують коливання; μ – рівень вейвлет-розкладу. В якості входу для перетворення виступає вектор Y_i, авиходом є вироблювана вейвлетом оцінка.

Як відомо, при використанні нейронних мереж для оцінювання виділяють два основні режими: режим навчання НС і штатний режим роботи. Для вейвлет-оцінювання, аналогічно нейромережевому підходу, можна також виділити два режими роботи. Перший з них, режим перебування функції регресії з використанням вейвлетів при наявності вибіркових даних (5) назвемо режимом синтезу алгоритму. Другий режим роботи – це штатний режим.

У **першому режимі**, з використанням навчальної множини знаходиться функціональна залежність виду $\hat{x}_{i/i}^{B} = h_i^{B}(Y_i, \widetilde{C}_i)$, відповідно до заданого критерію. Іншими словами, на цьому етапі знаходяться коефіцієнти вейвлет-розкладу $\widetilde{C}_i$. Значення коефіцієнтів $\widetilde{C}_i$ залежать від типу вейвлета, рівня розкладу, алгоритму порогової обробки і розміру вибірки.В якості критерію роботи вейвлет-алгоритму $J_i(\widetilde{C}_i)$ виберемо функцію виду:

$$J_i(\widetilde{C}_i) = \frac{1}{N}\sum_{j=1}^{N}\left\| x_i^{(j)} - \hat{x}_{i/i}^{B(j)}(Y_i^{(j)}, \widetilde{C}_i)\right\|^2,$$

де $\|a\|^2 = a^T a$; $\hat{x}_{i/i}^{B(j)}(Y_i^{(j)}, \widetilde{C}_i)$ – оцінка, що виробляється вейвлетом по вимірюванням $Y_i^{(j)}$ відповідним еталонній реалізації $x_i^{(j)}$; $\widetilde{C}_i$ – матриця апроксимуючих і деталізуюючих коефіцієнтів сигналу для моменту часу i.

У **штатному режимі** з використанням отриманих на попередньомурежимі коефіцієнтів вейвлет-розкладу $\widetilde{C}_i$, у відповідності з виразом (6) відшукується оцінка по складеному вектору вимірювань Y_i.

Висновок

В результаті проведених досліджень проаналізовано методи вирішення задач оцінки об'єкта по інформації, отриманої в результаті вимірювань; за допомогою вейвлет-аналізу і функції регресії визначено алгоритми оцінювання сигналу в задачах ідентифікації режимів роботи ГТД.

Список літератури

1. Медич, Дж. Статистически оптимальне линейные оценки и управление / Дж. Медич; пер с англ. 2-е изд.; под. ред. А.С. Шаталова. – М.: Энергия, 2000.

2. Малла С.. Вэйвлеты в обработке сигналов: Пер. с англ. – М.: Мир, 2005. – 671с.

УДК 681.5:689.7(043.2)

С.В. Єнчев, к.т.н., доц., С.О. Таку, аспірант
(Національний авіаційний університет, Україна)

АНАЛІЗ МЕТОДІВ БАГАТОРЕЖИМНОГО КЕРУВАННЯ АВІАЦІЙНИХ ГТД

Вдосконалення конструкції і технології виготовлення ГТД, поліпшення їх робочих параметрів і характеристик, ускладнення їх умов експлуатації вимагає появи принципово нових класів систем керування, що володіють високою точністю і надійністю, адекватних вирішуваним завданням і перспективам.

Як відомо, газотурбінний двигун (ГТД) є складним нелінійним динамічним об'єктом з великою кількістю регульованих параметрів, працюючим в широкому діапазоні умов польоту літального апарату і експлуатаційних режимах.

ГТД відноситься до класу багаторежимних (багатофункціональних) об'єктів, так як кількість підсистем і режимів їх роботи, характер їх взаємодії в процесі функціонування двигуна можуть змінюватися; крім того, окремі підсистеми управління ГТД можуть функціонувати самостійно.

Система автоматичного керування (САК) ГТД виконує такі основні функції:

- автоматичне керування пуском двигуна з виходом на режим малого газу при всіх заданих умовах експлуатації;
- швидкий і безпечний для двигуна перехід на інші режими роботи при керуванні двигуном або при різкій зміні зовнішніх умов;
- підтримка заданого режиму роботи двигуна або його зміна відповідно до програм керування;
- виключення виходу двигуна на небезпечні режими роботи, на яких неприпустимо знижуються запаси міцності деталей або ж порушується стійкість процесів у компресорі, камері згоряння, форсажній камері або вхідному пристрою.

При цьому регулюються наступні параметри, що характеризують режими роботи двигуна: частота обертання ротора турбокомпресора, температура газів, ступінь підвищення тиску в компресорі, ступінь зниження тиску в турбіні, ковзання роторів турбокомпресорів й ін.

САК ГТД можуть бути класифіковані по таких ознаках: по числу контурів керування (одно-, багатоконтурні), по виду керуючого впливу (безперервні, дискретні), по виду використовуваної енергії (гідромеханічні, пневматичні, електричні й комбіновані). По способу об’єднання різних типів регуляторів САК ГТД можуть бути:

- **гідроелектронні**, у яких всі основні функції регулювання виробляються за допомогою гідромеханічних лічильно-вирішувальних пристроїв, і тільки для виконання деяких функцій (обмеження температури газу, частоти обертання ротора турбокомпресора й ін.) використовуються електронні регулятори;

- **супервізорні**, у яких електронні регулятори використовуються для корекції в обмеженій області роботи гідромеханічних регуляторів, що безпосередньо впливають на виконавчі органи;

- **електронно-гідравлічні**, у яких основні функції регулювання здійснюються за допомогою електронних пристроїв (аналогових або цифрових), а окремі функції – за допомогою гідромеханічних і пневматичних регуляторів;

- **повністю електронні системи**, у яких всі функції регулювання виконуються засобами електронної техніки, а виконавчі органи можуть бути гідромеханічними або пневматичними.

У зв'язку з цим виникає необхідність побудови такої системи управління, яка забезпечує необхідну якість процесів управління на всіх експлуатаційних режимах. Узагальнена структурна схема САК ГТД показана на рис., де ГМР - гідромеханічний регулятор, ВМ – виконавчий механізм, ВП – вимірювальний пристрій, ПУ – пристрій управління [1].

Різні схеми побудови САК можна умовно розділити на чотири групи [2]:

- одноконтурні одноканальні САК основного контура ГТД;

- САК основного контура ГТД з одним і двома незалежними виконуючими пристроями, з одночасно працюючими двома регуляторами при наявності одного незалежного регулюючого впливу;

- САК основного контуру ГТД з одночасно працюючими двома і трьома регуляторами, кожен з яких діє на незалежний регулюючий вплив;

- САК ТРДФ з одночасно працюючими регуляторами основного і форсажного контурів.

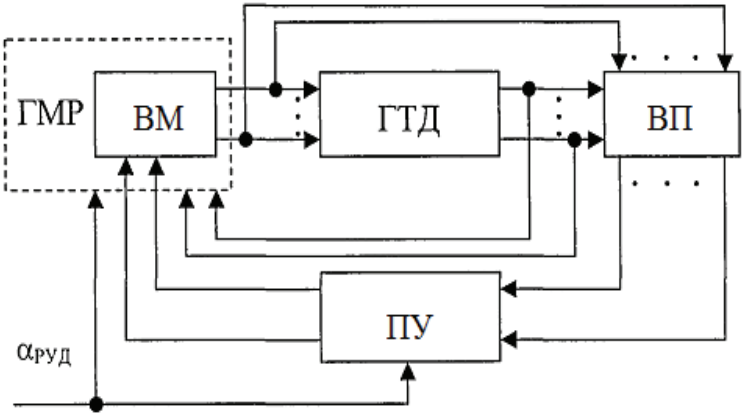


Рис.1 Узагальнена структурна схема САК ГТД

При одночасній роботі трьох і більше регуляторів можливо різне поєднання схем регулювання. Основними типами регуляторів, застосовуваних у САК ГТД є:

- пропорційно-інтегральний (ПІ) регулятор або ізодромний регулятор, який реалізує алгоритм:

$$u(t) = K_n e(t) + K_i \int_0^1 e(t)dt$$

де $e(t)$ і $u(t)$ - відповідно вхід і вихід регулятора, K_n і K_i - коефіцієнти підсилення.

- Пропорційно-інтегрально-диференціальний (ПІД) регулятор, алгоритм роботи якого має вигляд:

$$u(t) = K_n e(t) + K_i \int_0^1 e(t)dt + K_Д \frac{de(t)}{dt}$$

Класична процедура синтезу САК ГТД зазвичай включає в себе наступні етапи:

- побудова або отримання математичної моделі ГТД як об'єкта управління (у вигляді диференціальних, різницевих або інтегральних рівнянь, частотних характеристик і т.п.);

- завдання вимог до якості процесів управління, тобто до поведінки САК в цілому, на різних режимах роботи;

- визначення структури і параметрів керуючого пристрою (регулятора).

Разом з тим, застосування даної процедури на практиці зустрічається з низкою серйозних труднощів, які необхідно враховувати при проектуванні систем керування сучасними і перспективними авіаційними двигунами.

Спроби врахувати все на ранніх етапах проектування, тобто прагнути отримати абсолютно повну і достовірну інформацію, орієнтуватися тільки на строгі детерміновані моделі, ідеальну реалізацію відповідних методів і алгоритмів, заздалегідь приречені на провал. Звідси виникає ідея побудови таких систем керування, які зберігають працездатність (можливо, з деякою втратою якості) в умовах невизначеності. В якості прикладів подібних систем можна назвати:

- робастні системи, що володіють малою чутливістю до сигнальних, параметричних і структурних збурень [3];

- адаптивні САК, що передбачають наявність спеціальних механізмів адаптації (тобто зміни структури чи параметрів системи) при дії істотних дестабілізуючих факторів [4];

- відмовостійкі САУ, які вирішують проблему забезпечення надійності за рахунок використання різних форм надмірності (інформаційної, структурної, алгоритмічної, функціональної і т.д.).

Перерахуємо вимоги, що пред'являються до сучасних регуляторів ГТД [5]:

- астатизм (нульова статична помилка);

- фізична реалізованість;

- стійкість і задану якість процесів управління на фіксованій множині режимів роботи ГТД (час регулювання $t_{рег} = (3...4)$ с, перехідний процес близький до монотонного);

- мінімальна складність.

Разом з тим, відомо, що побудова адаптивних регуляторів, параметри яких автоматично перебудовуються при зміні параметрів об'єкта, має обмежену область застосування. Важко підібрати простий і надійний алгоритм адаптації, працездатний в широкому діапазоні зміни параметрів об'єкта. Якщо об'єкт управління відноситься до категорії складних динамічних об'єктів, тобто він є багатовимірним (має кілька входів і виходів), описується диференціальними рівняннями високого порядку, має суттєво нелінійні характеристики і т.п., то вибір алгоритму адаптації різко ускладнюється, оскільки виникає проблема збіжності (стійкості) процесів адаптації в системі, важко підібрати оптимальні значення параметрів пристрою адаптації, тому багато з існуючих методик аналізу і синтезу адаптивних САК пов'язані зі значним спрощенням завдання.

Вихід із ситуації – використання алгоритмів інтелектуального управління, що припускають відмову від необхідності отримання точної математичної моделі об'єкта, орієнтації на застосування "жорстких" (найпростіших, як правило, лінійних) алгоритмів формування управляючих впливів, прагнення у що б то не стало скористатися відомими розробнику методиками синтезу, що раніше позитивно зарекомендували себе для інших, більш простих класів об'єктів. В основі інтелектуального управління лежить ідея побудови високоорганізованих САК, заснованих на використанні моделей змінної складності та невизначеності, з виконанням таких інтелектуальних функцій, традиційно властивих людині, як прийняття рішень, планування поведінки, навчання і самонавчання в умовах мінливого зовнішнього середовища.

Список літератури

1. Интеллектуальные системы управления с использованием нейронных сетей: Учебное пособие // *В.И. Васильев, Б.Г. Ильясов, С.С. Валеев, С.В. Жернаков,* Уфа: -УГАТУ, 1997. - 92с.

2. Идентификация систем управления авиационных газотурбинных двигателей / *В.Г. Августинович, В.А. Акиндинов, Б.В. Боев* и др.; Под ред. *В.Т. Дедеша*. - М.: Машиностроение, 1984. - 200с.

3. Методы робастного, нейро-нечеткого и адаптивного управления: Учебник / Под. ред. *Н.Д. Егупова;* изд. 2-ое.-М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э.Баумана, 2002.-744 с.

4. *Кабальнов Ю.С.* Адаптивное координатно-параметрическое управление авиационными силовыми установками // Вестник УГАТУ. - №2. – 2000. -С.149-156.

5. Интегральные системы автоматического управления силовыми установками самолетов / Под. ред. *А. А. Шевякова*. - М.: Машиностроение, 1983. - 283 с.

УДК 629.132.64(045)

В.А. Гришин, аспирант (Криворожский колледж НАУ, Украина, Кривой Рог)

САМОЛЕТЫ С ПОЛНОСТЬЮ ЭЛЕКТРИФИЦИРОВАННЫМ ОБОРУДОВАНИЕМ

В докладе представлены технико-экономические преимущества самолёта с полностью электрифицированным оборудованием.Предъявление высоких требований к самолетам следующего поколения, с точки зрения стоимости эксплуатации, экологичности и топливной эффективности, ставит перед авиационными специалистами целый ряд проблем, которые требуют поиска принципиально новых подходов к построению энергетической системы самолета.

Новые магнитные материалы и полупроводниковые приборы позволяют использовать электрическую энергию в качестве единственного вида вспомогательной энергии на борту летательного аппарата (л.а.), то есть перейти к самолётам с полностью электрифицированным оборудованием (СПЭО). Критерием совершенства л.а. в настоящее время является экономичность и энергетическая (топливная) эффективность. По результатам исследований NASA совместно с фирмой Lockheed (США) уменьшение массы оборудования 350-местного СПЭО составляет 1/3 от общего снижения массы пустого самолёта (2500 кг при массе самолёта 110000 кг). Взлётная масса 500-местного пассажирского самолёта уменьшится на 11500 кг в случае с СПЭО, а 700-местного – 28÷34т. То есть последовательная реализация концепции СПЭО с момента начала проектирования большого транспортного самолёта позволит сократить его взлётную массу на 8÷10%. Например, для самолёта фирмы LockheedL1011 концепция СПЭО обеспечила бы сокращение его массы на 2200 кг.

Самолеты с полностью электрифицированным оборудованием

Концепция СПЭО должна быть совместима с другими перспективными технологическими решениями, к которым относят: системы активного контроля; энергетически эффективный двигатель; прогрессивное крыло суперкритического профиля; конструкционные детали из композиционных материалов; винтовентиляторный двигатель.

Преимущества СПЭО в эксплуатации: снижение прямых эксплуатационных расходов и затрат на топливо; упрощение обслуживания и материально-технического обеспечения; снижение затрат энергии при наземной подготовке; более выгодная степень использования времени простоев.

Преимущества СПЭО при разработке самолёта и его двигателя: улучшение лётных характеристик; уменьшение срока разработки и изготовления; снижение времени лётных испытаний; уменьшение стоимости самолётных агрегатов и систем; уменьшение отбора воздуха от авиадвигателя; снижение расхода топлива.

Для л.а. небольших габаритов выгоды от реализации СПЭО не будут столь велики, но принцип СПЭО снизит стоимость жизненного цикла и прямых эксплуатационных расходов, большого пассажирского самолёта, за счёт вспомогательных энергетических систем и приводов (рис.1).

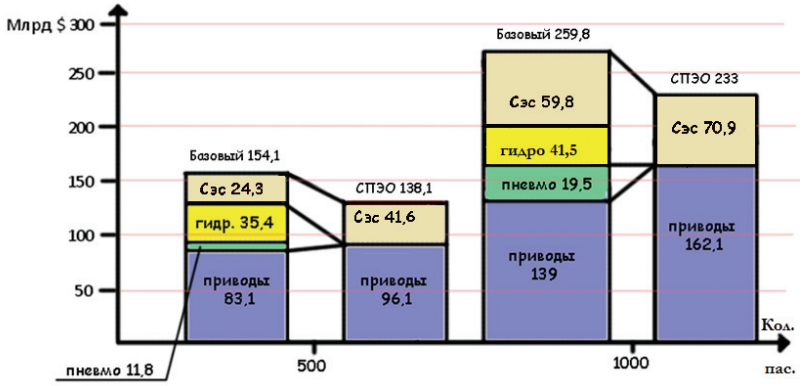


Рис.1

Концепция СПЭО влияет на создание авиадвигателя (АД) с высокими техническими характеристиками и уменьшенным расходом топлива. На СПЭО для систем жизнеобеспечения и кондиционирования, в противообледенительной системе будут использоваться компресоры с электроприводом, что даёт экономию массы в 1175 кг на 500-местном самолёте. Только за счёт ликвидации отбора воздуха на нужды противообледенительной системы КПД авиадвигателя повысится на 2 %.

По испытаниям NASA и Lockheed разница в потреблении топлива составила 900 кг в пользу двигателя с отбором только механической мощности за 5ч полёта на H=11 км, M=0,8.

Применительно к тяжёлому транспортному самолёту начала, середины 90-х годов, концепция СПЭО может обеспечить по отношению к характеристикам существующих самолётов:

- снижение потребления топлива (ДТРД 10÷22 %, ТВД 30÷35 %);
- снижение прямых эксплуатационных расходов (4÷12) %;
- снижение полной взлётной массы (8÷10) %;
- снижение расходов на производство – до 4,5 млн. долл./с-т.

Т. о. концепция СПЭО находится в русле перспективного развития авиации, способствует созданию самолета с высокой топливно–энергетической эффективностью.

Система электроснабжения (СЭС) СПЭО

На этапе выбора типа СЭС для СПЭО важную роль приобретает и качественный анализ нагрузок, и анализ перспективной элементной базы, позволяющей получить дополнительное преимущество при использовании определённого типа СЭС.Сравнение по надёжности и эксплуатационным расходам указывает на явное преимущество привода стабильной или переменной частоты вращения генератора (ПСПЧ)(таблица 1).

Таблица 1.

Сравнение эксплуатационных расходов ППЧВ и ПСПЧ

ППЧВ	Стоимость эксплуатации, долл/ч	ПСПЧ	Стоимость эксплуатации, долл/ч
ИПГ	4,37	Генератор	0,25
Аппаратура	0,16	Циклоконвертор	1,00
Система охлаждения	0,10 0,23	Генератор вспомогательной силовой установки	0,25
Пневмостартер	0,24		
Трубопроводы			
Итого	5,11	Итого	1,50

ППЧВ – привод постоянной частоты вращения.

Выбор типа генератора.

Разработка встроенных в авиадвигатель стартер – генераторов:

1. Фирма NorthAmericanRockwell разрабатывает СГ с когтеобразным ротором и внешнезамкнутым магнитопроводом S=350÷1000 кВА, n=15000÷24000 об/мин и допускающие температуру нагрева до 535°С. При этом ожидается η=93÷95%, $m_{уд}$=0,34÷0,45 кг/кВА.

2. Магнитоэлектрические генераторы (МЭГ): надёжны, η=(92÷95)%, для привода требуется меньшая отбираемая с вала АД мощность. Фирма SimmondsPrecision (США) изготовила генератор с жесткой внешней характеристикой, мощностью 75 кВА, U=400В, f=800Гц, I=108А.

3. Встроенный в авиадвигатель генератор.Boeing: применение встроенного генератора для самолёта с $G_{взл}$=180т масса снижается на 4077кг.С 1977г. GeneralElectric разрабатывает встроенный МЭГ, входящий в состав ПСПЧ с циклоконвертором. Применительно к трехдвигательному самолету В-747 использование встроенных генераторов может за весь срок эксплуатации дать экономию в 281000$.

Размещение генератора в АД вызывает увеличение диаметра вала, т. к. располагается на валу АД, а следовательно, большие габариты и массу (примерно на 20÷50 %), однако исключение привода и коробки вспомогательных агрегатов не вызовет общего увеличения массы узла генерирования. Встроенный генератор упростит всю систему вторичного энергоснабжения и обеспечит значительный экономический эффект (КПД возрастёт на 9÷11%, а наработка на отказ – в 10 раз больше). Это позволит совместить обслуживание генератора с капитальным ремонтом АД.

Пути модернизации бортовой сети.

На современных л.а. масса проводов управления составляет до 70% массы всей СЭС. Использование на СПЭО однопроводной системы распределения электроэнергии позволит на 50÷70% сократить массу силовой бортовой сети. Использование оптико-волоконных линий связи, позволит почти в 10 раз уменьшить массу, объем, а так же сократить стоимость при значительно более высокой надёжности передачи информации. Впервые волокна были применены на самолётах YC-14, A-7, P-3CORION, где 6

волоконно-оптических кабелей заменили 68 проводов, при этом экономия в массе бортового оборудования равна 200 кг.

Управление СЭС СПЭО должно осуществляться на базе микропроцессоров и датчиков, являющихся частью интегрированной системы управления л.а. Микропроцессоры в СЭС используются на А-310, В-757/767, КС-135F и др. Разрабатывается новый класс п/п приборов (U=1÷10кВ, Р=10÷100 кВт, малое прямое падение напряжения). NASA разрабатывает ключи на U=27÷1000 В, Р=0,6÷25 кВт.

Разработка МЭГ с редкоземельными магнитами (РЗМ) дала возможность увеличить КПД системы ПСПЧ до 90% и улучшить массогабаритные характеристики. Частота вращения МЭГ – 30000 об/мин (предполагается достичь 50000 об/мин). При сравнении стоимости эксплуатации разных СЭС – для СЭС 90 кВА применение МЭГ экономит 6114$ на один самолёт в год или 917000$ на 10 самолётов за 15 лет. Airesearch (США) разработала МЭГ на 5, 10 и 25мВт с удельной мощностью от 16,2 до 19,5кВА/кг. Для привода МЭГ можно использовать специальную газотурбинную установку с n=24000÷48000 об/мин.

Выводы

На полностью электрифицированных самолётах не только может быть обеспечен многоканальный резерв электропитания и резерв исполнительных механизмов, но и обеспечено существенное уменьшение массы габаритов бортового оборудования. Наиболее подходящим является использование полностью электрифицированного оборудования на больших самолётах с взлётной массой в 100-и тонн. Экономия массы составляет ≈ 30 т от взлётной массы 700-местного самолёта.

Учитывая превосходство электрических машин постоянного тока по пускорегулирующим характеристикам целесообразно создать полностью электрифицированные самолёты на постоянном токе напряжением 300В.

Повышение уровня электрификации самолетов гражданской авиации будет способствовать обеспечению конкурентоспособности отечественного самолетостроения на международном рынке авиационной техники.

Литература

1. Брускин Д.Э. Самолеты с полностью электрифицированным оборудованием. Сер. Электрооборудование транспорта. - Т. 6 / Д.Э. Брускин, С.И. Зубакин, - М.: ВИНИТИ, 1986.- 108 с.

2. Левин А.В., Алексеев И.И., Лившиц Э.Я. Стартер-генераторная система со встроенным в авиадвигатель электромашинным агрегатом для полностью электрифицированного самолета // Авиационная промышленность. - 2007. - №1. - с. 50-52.

3. Воронович С. Полностью электрический самолет / С. Воронович, В. Каргапольцев, В. Кутахов //Авиапанорама. - 2009. - № 2. - С. 23-27.

УДК 621.391(045)

Лисенко О.І., д.т.н., професор, Алєксєєва І.В., пошукач, Прищепа Т.О., пошукач
(Національний технічний університет України «КПІ», м.Київ)
Соколова Н.П. асистент, Степанюк О.А., аспірант, В.С. Максаков, студент
(Національний авіаційний університет, Україна, м. Київ)

СКАЛЯРИЗАЦІЯ ВЕКТОРНИХ ПОКАЗНИКІВ ІЄРАРХІЧНОЇ СИСТЕМИ ОЦІНКИ ЯКОСТІ МОБІЛЬНИХ ТЕЛЕКОМУНІКАЦІЙНИХ СИСТЕМ(ТКС)

Розв'язання задач оптимізації параметрів і режимів функціонування системи вважається прерогативою її розробників. Проведено аналіз вирішення завдань експертної діяльності з використанням сучасних телекомунікаційних технологій.

Сьогодні телекомунікації переживають період динамічного зростання. Інтенсивно розвиваються мобільний зв'язок; електронний бізнес і торгівля; Інтернет; мультимедійні технології і т.д. При цьому канали та лінії зв'язку, що служать для передачі повідомлень у вигляді електричних і радіосигналів, все частіше «зростаються» з комп'ютерною технікою, що зумовлює розвиток єдиних, розгалужених і досить складних за структурою інфокомунікаційних мереж. Завдання ефективного управління цими мережами набирає зростаючої важливості і призводить до необхідності застосовувати на практиці такі розділи сучасної науки, як теорії складних систем, управління та організацій; результати робіт в галузі штучного інтелекту.

Математичні моделі як один з методів моделювання є найбільш потужним інструментом дослідження складних систем різної природи. З точки зору моделювання систем, математичне моделювання, на жаль, не дозволяє досліджувати складні, здебільшого, організаційні системи. Пов'язано це з тим, що такі системи настільки різноманітні і різнорідні за можливостями математичного опису їх елементів, що для їх досліджування виникає необхідність поєднання різних математичних апаратів. На цей час ця задача вирішується за допомогою імітаційного моделювання.

Одним з найбільш значних досягнень штучного інтелекту стала розробка потужних комп'ютерних систем, що одержали назву «експертних» або заснованих на «знаннях» систем. В сучасному суспільстві при вирішенні задач управління складними багатопараметричними і сильнозв'язаними системами, об'єктами, виробничими і технологічними процесами доводиться мати справу з розв'язанням неформалізованих або складноформалізованих завдань. Такі завдання часто виникають в наступних галузях: авіація, космос і оборона, телекомунікації і зв'язок тощо.

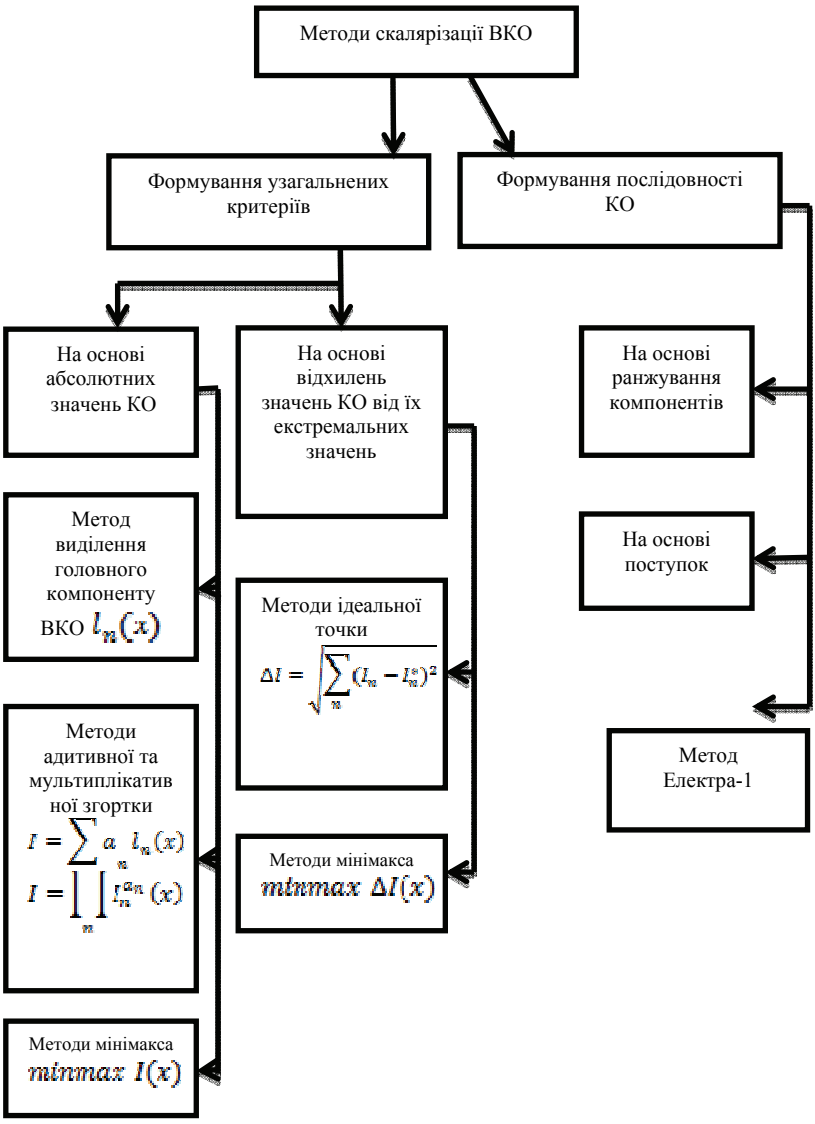


Рис. 1. Методи скаляризації векторного критерію

Стосовно мереж передачі даних - необхідність використання як математичного, так імітаційного моделювання зростає в багато разів. Пояснюється це складністю таких систем, безліччю виробників, великою кількістю застосовуваних методів, величезною кількістю використовуваного обладнання.

Це стосується і безпроводових мереж, оскільки врахувати і проаналізувати в сучасних умовах вплив безлічі факторів, що визначають якісну роботу мереж, без ризику порушення їх роботи, неможливо.

В процесі створення та вдосконалення безпроводової мережі вирішуються дві взаємопов'язані задачі: планування мережі та оптимізація. Оскільки планування мережі в реальному часі пов'язано з великими матеріальними і часовими затратами, для вирішення цієї задачі застосовуються моделюючі системи.

Розв'язання задач оптимізації параметрів і режимів функціонування системи вважається прерогативою її розробників.

Однак експертна діяльність в процесі розробки ТКС спрямована на вироблення оцінювального судження про доцільність (оптимальності по якомусь критерію) того чи іншого технічного рішення. Крім того, важливим завданням, що вимагає рішення експерта, є оцінка досяжності значень показників якості при діючих обмеженнях, наприклад вартісного і технологічного характеру. Слід зазначити, що рівні деталізації показників якості і методи оптимізації, що використовуються розробниками та експертом, можуть істотно розрізнятися.

Вирішення цих та багатьох інших завдань експертної діяльності, на основі тільки традиційного експертного підходу, заснованого на глибоких знаннях, досвіді та інтуїції експерта, при сучасному рівні розвитку інфотелекомунікаційних технологій стає неможливим.

Якість процесу функціонування ТКС оцінюється системою показників $\vec{Y} = \left(\overrightarrow{Y_1}, \ldots, \overrightarrow{Y_n}, \ldots, \overrightarrow{Y_N}\right)^T$, що відповідають основним її властивостям. Формалізована мета дослідження - критерій оптимальності $I_n = min L(Y, Y_{тр})$ - формулюється на основі цільової функції $L(Y, Y_{тр})$, що включає систему показників, а також вказівки щодо пошуку її екстремуму (min, max, minmax, maxmin та ін.) Зазвичай використовуються такі основні види цільових функцій: проста $L = (Y - Y_{тр})$; модульна $L = \left|Y - Y_{тр}\right|$; квадратична $L = \left[Y - Y_{тр}\right]^2$.

Наявність безлічі різних і зазвичай суперечливих критеріїв оптимальності проектованої ТКС породжує проблему багатокритеріальної (векторної) оптимізації процесу її функціонування. Основними труднощами на шляху її вирішення є необхідність скорочення розмірності (редукція) векторного критерію оптимальності (ВКО), нормалізація та подальша скалярізація (згортка) його компонент.

В докладі розглядаються варіанти вирішення проблеми багатокритеріальної оптимізації процесу функціонування проектованої ТКС.

Для скорочення розмірності використовується метод, оснований на оцінці рівня лінійної незалежності окремих компонент векторного критерію.

За цим методом для обчислення елементів матриці М коефіцієнтів кореляції ВКО $\rho\{\rho_{nn'}\}$можна задати вираз

$$\rho_{nn'} = \frac{K(I_n, I_{n'})}{\sigma(I_n)\sigma(I_{n'})} = \frac{\sum_{l=1}^{M}\sum_{l'=1}^{M}[I_{nl}-\overline{I_n}][I_{n'l'}-\overline{I_{n'}}]P_{ll'}}{\sqrt{\sum_{l=1}^{M}[I_{nl}-\overline{I_n}]^2 P_{nl}\sum_{l=1}^{M}[I_{n'l'}-\overline{I_{n'}}]^2 P_{n'l'}}}, \quad (1)$$

де $K(I_n, I_{n'}) = M[I_n, I_{n'}]$- матрична взаємна кореляційна функція *n*-го та *n*′-го критеріїв, діагональні члени якої є дисперсіями *n*-х критеріїв, інші члени характеризують рівень лінійної незалежності будь-якої пари критеріїв; *n,n*′- номера критеріїв оптимальності; *l=1,…,M* – номера дискретних значень критеріїв; $I_n = \sum_{l=1}^{\infty} I_n P_{nl}$- середнє значення критерію; $P_{nl}, P_{n'l'}$- вірогідності прийняття *n(n*′*)*-м критерієм значення *l*; $P_{ll'}$- сумісна вірогідність прийняття *n*-м критерієм *l*-го значення та *n*′-м критерієм *l*′-го значення.

Редукція системи критеріїв проходить шляхом видалення з вихідної системи тих критеріїв I_M, значення яких в матриці коефіцієнтів кореляції $\{\rho_{nn'}\}$ вище 0,95.

Процес нормалізації містить етапи переходу до однієї розмірності, зведення до однієї точки відліку та перехід до одного масштабу.

$$I_n^{(н)}(\vec{x};k) = c_n I_n(\vec{x};k) + d_n, \quad (2)$$

де $c_n = 1/(I_n^*(\vec{x};k) - I_n^0(\vec{x};k))$ – масштабний коефіцієнт; $d_n = -I_n^0(\vec{x};k)/(I_n^*(\vec{x};k) - I_n^0(\vec{x};k))$ – коефіцієнт здвигу, що коректує початок відліку; $I_n^{(н)}, I_n^*, I_n^o$ – нормоване, найбільше, найменше значення критеріїв.

До основних методів скалярізації відносяться методи, що основані на послідовності оптимізації за окремими критеріями, і методи, що основані на отриманні узагальнених скалярних критеріїв.

Висновок

Мобільні сенсорні ТКС необхідно оптимізувати за ієрархічною системою векторних показників, кожен з яких редукувати методами скаляризації.

Література

1.Громаков Ю.А. Стандарты и системы подвижной радиосвязи. – М.: ЭкоТрендз, 2000 – 239 с.

2.Стеклов В.К., Кильчинський Є.В., Колченко О.В. Архітектура мережі управління телекомунікаціями: Навчальний посібник для студентів вищих навчальних закладів – К.: 2001.

3.Математичні основи теорії телекомунікаційних систем / В.В. Попівський, С.О. Сабурова, В.Ф. Олійник, С.Ю. Лосєв, Д.В. Агєєв та ін. – Харків: ТОВ «Компанія СМІТ», 2006 – 564 с.

4.Ненадович Д.М. Методологические аспекты экспертизы телекоммуникационных проектов. – М.: Горячая линия – Телеком, 2008. – 280 с.: ил.

УДК: 681.51:621.317.38:629.735.081:378(045)

Самков О.В., д.т.н., професор, Лоза О.М., студент
(Національний авіаційний університет, м.Київ)
Лисенко О.І., д.т.н., професор, Алєксєєва І.В., пошукач,
Афанасьєва Л.О., пошукач
(Національний технічний університет України «КПІ», м.Київ)

ОПТИМАЛЬНА СИСТЕМА ВИЯВЛЕННЯ СИГНАЛУ ДЛЯ МОБІЛЬНИХ СЕНСОРНИХ МЕРЕЖ

Мета вивчення - розвиток і аналіз нових алгоритмів адаптивної фільтрації негаусовських сигналів в каналах зв'язку. Запропоновано алгоритм для сигналу селекції до другорядного шуму.

Одним з важливих складових елементів телекомунікаційних систем (ТКС) є безпроводові сенсорні мережі, які являють собою специфічну структуру, що забезпечує вирішення задач моніторингу, збирання, зберігання та обробки інформації. Безпосереднє використання існуючих технологій для побудови БСМ є проблематичним через специфіку функціонування БСМ в умовах критичних ситуацій (пожежа, аварія, порушення периметра, що охороняється, тощо).

Сучасна сенсорна система – це розподілена самоконфігуруюча інформаційна система, яка складається з центру збору, обробки та зберігання даних. Вона будується на базі малогабаритних інтелектуальних сенсорних пристроїв, які забезпечують знімання інформації з контрольованих об’єктів. Отже, сенсорна мережа являє собою спеціалізовану інформаційну систему, яка включає в себе: процедури нагляду, моніторингу, виявлення інформаційних сигналів, передавання інформацію в центр обробки, групову обробку інформації.

Сенсорні мережі знайшли широке застосування в промисловості, сільському господарстві, правоохоронних, контролюючих і охоронних структурах. Передбачається стійка тенденція щодо розширення сфери їх застосування, за якістю моніторингу, стійкості, адаптованості.

Проблема фільтрації сигналів та зображень в автокорельованих завадах традиційно привертала увагу в різних областях науки і техніки, що обумовлено практичною важливістю її рішення стосовно аналізу зображень геофізичних полів і даних дистанційного зондування та до завдань медичної діагностики.

На практиці часто виникають задачі визначення стану системи за результатами вимірювань. Так як вимірювання завжди супроводжуються випадковими помилками, то слід говорити не про визначення стану системи, а про його оцінювання шляхом статистичної обробки результатів вимірювань [1].

Необхідність передачі все більшого об’єму даних, - виникає потреба у використанні для цього не лише спеціально виділених для цього каналів, але й менш якісних каналів (з комутацією), а також радіоканалів різного виду. Тому, побудова високошвидкісних систем передачі дискретних повідомлень, що використовують стохастичні канали зв'язку, є досить актуальним з огляду на те, що кількість переданої по каналах зв'язку інформації безперервно збільшується.

При швидкісній передачі дискретних повідомлень по стохастичним каналах зв'язку сенсорних мереж виникає безліч проблем, пов'язаних з урахуванням різного роду адитивних завад. Наприклад, при використанні каналів зв'язку короткохвильового діапазону особливо характерна ситуація присутності в них зосереджених по спектру перешкод, які є негаусовськими випадковими процесами. Наявність цих перешкод обумовлено, наприклад, великим числом радіозасобів, одночасно працюючих в каналі на близьких частотах.

Стохастичні канали зв'язку з характерним для них ефектом розсіювання енергії переданого сигналу в часі (обмеження смуги частот, багатопроменевого розповсюдження), за частотою (завмирання, допплерівські зміщення) і в просторі неминуче ускладнюють пристрій обробки прийнятого сигнального поля, тому на виході каналу поточна реалізація поля виявляється залежною від стану каналу в попередні моменти часу в різних точках розглянутої просторово-частотній області обробки. Флуктуаційні і зосереджені перешкоди (у часі, по частоті і в просторі) додатково ускладнюють завдання прийому дискретних повідомлень в стохастичних каналах.

Існує безліч робіт, що присвячені адаптивної фільтрації сигналів, в яких розглядається алгоритм найменших середніх квадратів і алгоритми, які є його модифікацією, а також досліджуються алгоритми зі змінним кроком адаптації. Останнім часом інтерес багатьох дослідників пов'язаний з синтезом оптимальної функції помилки, що дозволяє реалізувати алгоритм адаптивної фільтрації негаусовських випадкових процесів з високими якісними показниками.

Звичайний спосіб оцінки сигналу, спотвореного адитивною перешкодою полягає в тому, щоб пропустити суміш сигналу і завади через фільтр, який прагне подавити заваду, залишаючи відносно незмінним сигнал. Синтез таких фільтрів становить область оптимальної фільтрації, перші роботи по якій належать Вінеру, а також Калману, Б'юсі та іншим авторам

Фільтри, що використовуються для вирішення цих завдань, можуть мати постійні параметри або бути адаптивними. Синтез фільтрів з постійними параметрами обов'язково заснований на апріорних відомостях про сигнал і завади, а адаптивні фільтри мають властивість автоматично перебудовувати свої параметри, і при їх синтезі майже не потрібно апріорних відомостей про властивості сигналу і завади.

Пригнічення завад є різновидом оптимальної фільтрації, яка має значні переваги в багатьох прикладних програмах. При цьому використовується допоміжний, або еталонний вхідний сигнал, що отримується від одного або

декількох датчиків, розташованих в тих точках поля завад, де сигнал є слабким або не виявляється. Цей вхідний сигнал завади фільтрується і виділяється з суміші сигналу і завади. У результаті вихідна завада пригнічується або послаблюється.

На перший погляд виділення завади з прийнятого сигналу має свої негативні сторони. При неправильній фільтрації може зрости потужність завади на виході системи. Однак у багатьох випадках при управлінні фільтрацією і виділенні завади за допомогою відповідного адаптивного процесу пригнічення завади майже не призводить до спотворення сигналу і зростання рівня завади на виході.

В умовах, коли можливе застосування адаптивного пригнічення завад, часто можна досягти такого послаблення, якого важко або неможливо домогтися прямими методами фільтрації.

Розглянемо на прикладі знаходження оптимальної системи виявлення сигналу, що несе інформацію Z, який визначається лінійним рівнянням $\dot{Z} = a_1 Z + a_0 + \psi V$ у випадку прийому сигналу $X = b_1 Z + b_0 + \psi_1 V$, де V - білий шум інтенсивності ν. В цьому випадку параметр θ має два можливих значення $\theta_1 = 1$ (сигнал Z присутній в сигналі, що приймається) та $\theta_2 = 0$ (приймається лише шум). Рівняння, що визначає сигнал Z, запишеться у вигляді

$$\dot{Z} = \theta(a_1 Z + a_0) + \theta\psi_1 V .$$

Рівняння

$$d\hat{Z}_k = \left[a(\theta_k, t)Y + a_1(\theta_k, t)\hat{Z}_k + a_0(\theta_k, t)\right]dt + \\ + \beta_k \left\{dY - \left[b(\theta_k, t)Y + b_1(\theta_k, t)\hat{Z}_k + b_0(\theta_k, t)\right]dt\right\}$$

$(k = 1, \ldots, N)$, де

$\beta_k = \left[R_k b_1(\theta_k, t)^T + (\psi\nu\psi_1^T)(\theta_k, t)\right](\psi\nu\psi_1^T)^{-1}(t)\,(k = 1, \ldots, N)$, що визначає умови оптимальної оцінки сигналу Z при гіпотезах $\theta = 1$ та $\theta = 0$, мають вигляд

$$\dot{\hat{Z}}_1 = a_1\hat{Z}_1 + a_0 + \beta_1(X - b_1\hat{Z}_1 - b_0),$$

$$\dot{\hat{Z}}_2 = \beta_2(X - b_1\hat{Z}_2 - b_0).$$

Апостеріорна вірогідність q_1 присутності сигналу Z визначається рівнянням ($q_1 + q_2 = 1$ при всіх t)

$$\dot{q}_1 = \left(\hat{Z}_1^T - \hat{Z}_2^T\right) b_1^T q_1 (1 - q_1) \left(\psi_1 \nu \psi_1^T\right)^{-1} \left[X - q_1 b_1 \left(\hat{Z}_1 - \hat{Z}_2\right) - b_1 \hat{Z}_2 - b_0\right]$$

Висновки:

1.Оптимальна система виявлення в даному випадку є послідовним з'єднанням двох паралельно з'єднаних фільтрів Калмана-Бьюсі, що виробляють відповідні умовні оцінки $\hat{Z}_1$ та $\hat{Z}_2$ сигналу Z, пристрою, що інтегрує диференціальні рівняння, що визначає апостеріальну вірогідність q_1 сигнала Z, та граничного пристрою, що видає сигнал тривоги(сигнал, що свідчить про присутність Z) у випадку, коли q_1 стає більше 1/2.

2. Якщо завада в спостереженнях є результатом перетворення білого шуму формуючим фільтром, то сигнал X, що приймається піддається попередньому перетворенню.

3. На кожному циклі роботи циклічного оптимального фільтру вихідні сигнали сенсорів СТС, що підлягають обробці, містять корисний сигнал на фоні різного роду перешкод (шумів) і, при цьому, спектр перешкод в загальному випадку представлений по всьому інтервалу головного частотного діапазону та накладено на спектр корисного сигналу. У цих умовах отримано аналітичні математичні моделі оптимальних фільтрів, які дозволяють швидко та із заданою достовірністю виявляти в кінці кожного циклу оцінювання корисній сигнал на фоні завад будь якого рівня складності, завдяки можливості використання на циклі оцінювання спрощених математичних моделей завад.

Література

1.Пугачев В.С.Стохастические дифференциальные системы. Анализ и фильтрация./ В.С. Пугачев, И.Н. Синицын. – 2-е изд., доп. – М.: Наука. Гл. ред. Физ.-мат. Лит., 1990. – 632 с.

2.Пугачев В.С. Теориявероятностей и математическая статистика. /В.С. Пугачев – М.: Наука. Главная редакция физико-математическойлитературы, 1979. – 496 с.

3.Уидроу, Б. Адаптивная обработка сигналов / Б. Уидроу, С. Стринз; пер. с англ. под ред. В. В. Шахгильдяна. - М.: Радио и связь, 1989. — 440 с.

4.Haykin, S. Adaptive filters./ S. Haykin // IEEE Transactions on Communications. 1995. - Vol. 7. - P. 547-553.

5.Уидроу Б., Стирнз С. Адаптивная обработка сигналов: Пер. с англ. — М.: Радио и связь, 1989. — 440 с.

6.Lo B.C.W. Adaptive equalization and interference cancellation for wireless communication systems // IEEE Trans. Communications. 1999. - Vol. 47. - №4. -P. 538-545.

7.Akyildiz I.F. Wireless Sensor Networks / I.F. Akyildiz // Tutorial at IEEE INFOCOM. —2005. —March 14.

8.Горяева С.Н. Особенности построения сенсорных сетей / С.Н. Горяева // 2-а міжнародна наукова конференція «Сучасні інформаційні системи. Проблеми та тенденції розвитку.»: Зб. матеріалів конференції — Х.: ХНУРЕ, — 2007. — С. 145—146.

9.Томашевський В. М. Моделювання систем. Підручник. – К.: Видавнича група BHV, 2007. - 352 с.

УДК 621.391(045)

Лысенко А.И., д.т.н., профессор, Новиков В.И., соискатель,
(Национальный технический университет Украины «КПИ»)
Захарченко Ю.А., ассистент, Мацюцкий Д.В., студент
(Национальный авиационный университет, г.Киев)

ПУТИ СОВЕРШЕНСТВОВАНИЯ АРХИТЕКТУРЫ МОБИЛЬНЫХ БЕСПРОВОДНЫХ СЕНСОРНЫХ СЕТЕЙ

Сенсорные сетевые технологии развиваются быстрыми темпами благодаря сокращению размеров сенсоров и развитию средств передачи данных. Тем не менее, в этой области еще существует ряд нерешенных проблем. В данном докладе представлены некоторые текущие направления исследований в области сенсорных технологий и идеи их дальнейшего развития.

Архитектура беспроводных сенсорных сетей. Принципы построения сенсоров, сенсорных сетей и их основные характеристики проанализированы в [1].

Положение узлов в сенсорной сети не всегда бывает предопределенным, т. е. возможно случайное развертывание сети даже в труднодоступных местах. Это означает, что сенсорные сети должны обладать способностями самоорганизации (self-organisation). Самообразование и непрерывная самореорганизация сети в течение всего времени функционирования крайне важны для успешного развертывания и эксплуатации таких сетей.

Новые качества сенсорных сетей могут быть реализованы с помощью различных сетевых архитектур. Архитектура, в частности, зависит от способа передачи: непосредственная или multihop. В то же время сенсорные сети могут состоять из идентичных узлов (homogenous network) или узлов, различающихся по возможностям передачи, хранения и обработки данных (heterogenous network). При проектировании архитектуры беспроводной сенсорной сети всегда достигается компромисс между стоимостью и функциональностью.Архитектура сенсорной сети достаточно сильно зависит от приложения. Инфраструктура, требуемая для приложения, полностью зависит от его потребности. Одна из целей разработки архитектуры состоит в том, чтобы позволить компоненту, созданному для одной системы, применяться в других системах. Это приводит к определению общих компонентов архитектуры и инфраструктуры, необходимых для построения определенного класса приложений. При этом принимается во внимание, что система должна решать конкретные задачи, такие как получение информации о топологии сети, управление топологией, маршрутизация, подвижность и т. д.

Разработка архитектуры с низким энергопотреблением и масштабируемостью — пока нерешенная проблема в области архитектуры беспроводных сенсорных сетей.

Data fusion. В сенсорных сетях различные узлы могут «наблюдать единственное явление». Следовательно, одна из ключевых функций сенсорной сети — агрегирование распределенных наблюдений в единую оценку

наблюдаемого явления. Этот процесс известен как data fusion — «слияние данных».В большинстве приложений сенсорных сетей сенсоры используются для извлечения данных об окружающей среде. Как только данные собраны несколькими источниками (например, сенсорами, размещенными около интересуюшего события), они отправляются через промежуточные узлы (multi-hop) к единственному узлу назначения (приемнику). Часто сведения, полученные соседними сенсорами, избыточны и похожи. Появляется потребность в data fusion. Вместо того, чтобы передавать все данные к центральному узлу для обработки, данные обрабатываются локально и сокращенное комбинированное сообщение отправляется (возможно через промежуточные узлы) к приемникам. Data fusion сокращает количество пакетов, которые будут переданы узлами. Таким образом, улучшается использование канала и уменьшается расходуемая энергия. Преимущества data fusion особенно заметны в крупномасштабной сети.

Если data fusion рассматривается вместе со сбором данных и их распространением, то обычная маршрутизация. использующая наикратчайшие пути от источников к приемнику, неоптимальна. Маршрутизация, принимающая в расчет агрегирование данных в сети вдоль маршрутов от источников к приемнику, обладает лучшей энергоэффективностью и коэффициентом использования канала, особенно при большом количестве источников и/или источниках, расположенных близко друг к другу (далеко от приемника).

На рис. 1 приведено сравнение обычной маршрутизации на основе наикратчайшего пути и маршрутизации, основанной на data fusion.

Рис. 1

Источник 1 в качестве следующего узла для передачи выбирает узел А при обычной маршрутизации (рис. 1, а) и узел Б при data fusion-маршрутизации (рис. 1, б). Узел Б является пунктом агрегирования данных (с данными от источника 2). В результате при data fusion-маршрутизации будет передано меньшее количество пакетов.

Стратегии для data fusion могут быть классифицированы в зависимости от того как выполняется «слияние данных»: централизованно, на древообразной структуре (tree-based) или на кластерной (cluster-based).

Централизованное data fusion требует, чтобы все пакеты данных отправлялись от источников до приемника, не выполняя процедуры data fusion. Данные отбираются и агрегируются непосредственно в приемнике.

Tree-based стратегии [2] требуют построения древообразной структуры передачи от источника до приемника. Узлы в дереве агрегируют полученные пакеты и передают их дальше к приемнику.

Cluster-based стратегии предполагают, что узлы собраны в группы, которые могут быть статическими или динамическими. Когда узлы (сенсоры) в группе обнаруживают наблюдаемое явление, они передают собранные данные в центр группы (cluster head), в котором эти данные агрегируются и передаются в агрегированном состоянии к приемнику. Очевидно, что динамическая реконфигурация группы требует взаимодействия узлов. При этом появляется возможность периодически изменять центр группы.

Эффективность процедуры data fusion зависит от многих факторов: протокола маршрутизации, схемы управления доступом к каналу связи, надежности построенной древообразной структуры или кластерной структуры для data fusion. Кроме того, топология сети и плотность узлов играют решающую роль в улучшении работы схем. Следует отметить, что стратегия data fusion, реализованная только на отдельном уровне протокольного стека, неоптимальна. Cross-layer-подход для data fusion, включающий канальный и сетевой уровни, более перспективен. Включение транспортного уровня для data fusion может принести поожительный эффект и уменьшить вероятность перегрузки сети (congestion).

Кроме рассмотренных в докладе открытых проблем в области сенсорных сетей связи, к важным направлениям, которые необходимо исследовать, можно отнести: управление топологией сети, подвижность сенсоров, определение ограничений по пропускной способности, совместная передача данных и распределенное детектирование явлений.

Выводы

1. Топология с децентрализованным управлением позволяет построить более сложные конфигурации сетей. Например, данный вид топологии может быть применен для построения систем производственного контроля и мониторинга, беспроводных сенсорных сетей, перевозки хрупких товаров и систем умного сельского хозяйства. Топология с децентрализованным управлением может быть самоорганизующейся и иметь возможность автоматического ремонта.

2. Требование на ограничение энергопотребления распространяется на сенсорный узел и на конструкцию сети. Выбор сделанный на физическом слое сенсорного узла влияет на энергопотребление всего устройства и конструкцию уровней, расположенных выше [3].

3. Сенсорные узлы должны конфигурироваться самостоятельно, взаимодействовать с другими узлами, адаптироваться к поломкам изменениям окружающей среды без вмешательства человека.

4. Из-за требования к низкому потреблению энергии типичный сенсорный узел имеет небольшие скорости выполнения операций и объемы хранимой информации. Также из-за этого нежелательно использование некоторых устройств, таких как GPS приемники. Ограничения по размерам

влияет на структуру протоколов и алгоритмов, реализованных в беспроводных сенсорных сетях.

5. Удаленное расположение сенсоров и их автоматическая работа увеличивает их незащищенность к сторонним вторжениям и атакам. При беспроводном соединении достаточно легко для нарушителя перехватить пакеты, передаваемые сенсорным узлом. Например, наиболее большая угроза осуществления атаки «отказа в обслуживании» (*denial-of-service*), цель данной атаки нарушить корректное функционирование сенсорной сети. Это может быть достигнуто при помощи различных способов, например, при подаче мощного сигнала, который мешает сенсорным узлам обмениваться информацией («белый шум» или jamming attack) [3,4]. Есть различные варианты защиты систем от злоумышленников, но для многих из них необходимы высокие требования к аппаратным ресурсам, что труднодостижимо на жестко ограниченных по многим требованиям сенсорных узлах. Следовательно, сенсорные беспроводные сети требуют новых решений для создания ключей, их распространения, идентификации и защиты узлов.

Список литературы

1.Кучерявый Е.А., Молчан С.А., Кондратьев В.В. Принципы построения сенсоров и беспроводных сенсорных сетей //Электросвязью.-2006.-№6.

2.Krishnamachari B., Estrin D., Wicker S.B. The Impact of Data Aggregation in Wireless Sensor Networks/ ISDCSW 2002.

1. Waltenegus Dargie, Christian Poelabauer «Fundamentals of Wireless Sensor Networks Theory and Practice» - Wiley Series on Wireless Communications and Mobile Computing, 311c, 2010 John Wiley & Sons Ltd.

2. IEEE Standard for Information technology—Telecommunications and information exchange between systems— Local and metropolitan area networks—Specific requirements. Part 15.4: Wireless Medium Access Control (MAC) and Physical Layer (PHY) Specifications for Low-Rate Wireless Personal Area Networks (WPANs). IEEE Std 802.15.4™-2006 (Revision of IEEE Std 802.15.4-2003)

3. Shih, E., Bahl, P., and Sinclair, M. (2002) Wake-on wireless: An event driven energy saving strategy for battery operated devices. Proc. of the ACM/IEEE International Conference on Mobile Computing and Networking (MobiCom).

4. Sinha, A., and Chandrakasan, A.P. (2000) Energy aware software. Proc. of the 13th International Conference on VLSI Design.

5. De, V., and Borkar, S. (1999) Technology and design challenges for low power and high performance. Proc. Of the International Symposium on Low Power Electronics and Design (ISLPED).

УДК 629.735.: 621.316. (045)

Мазур Т.А., к.т.н., доц., Соколова Н.П., ассистент
(Национальный авиационный университет, Украина, г. Киев)

ПЕРСПЕКТИВЫ ВНЕДРЕНИЯ ЦИФРОВЫХ ТЕХНОЛОГИЙ В СИСЕМУ УПРАЛЕНИЯ ЭНЕРГОСНАБЖЕНИЕМ АВИАПРЕДПРИЯТИЙ

В работе рассмотрены перспективы создания цифровых подстанций на авиапрелприятих для качественного управлениясснабжения энергоресурсами.

Система электроснабжения авиапредприятий [1]. представляет собой совокупность источников электроэнергии, линий электропередач (ЛЭП), трансформаторных подстанций, распределительных устройств, предназначенных для обеспечения потребителей, объединенных общим технологическим процессом. Аэропорт является потребителем небольшой мощности, но занимает значительную территорию. Поэтому, в аэропортах имеется распределительная сеть, состоящая из ЛЭП, работающих на напряжении 6 или 10 кВ и ТРП на которых напряжение понижается до 380/220 В – значений, требуемых отдельными ЭП.

Одним их направлений энергосбережения на авиапредприятиях (в т.ч. аэропортах) является повышение эффективности эксплуатации электрических подстанций (ПС), так как электрическая энергия является составной частью себестоимости продукции. Возможным решением этой задачи может быть внедрение автоматизированных систем управления технологическими процессами подстанций (АСУ ТП ПС). Комплексная автоматизация технологических процессов ПС на базе современных аппаратно-программных средств автоматизации и телекоммуникаций играет важную роль в процессе управления энергопотреблением предприятия, а также обеспечения максимальной эффективности решения задач передачи, преобразования и распределения электроэнергии.

Первые системы автоматизации были основаны на базе систем телемеханики.Устройства телемеханики позволяли собирать аналоговые и дискретные сигналы с использованием модулей устройств связи с объектом и измерительных преобразователей. АСУ ТП позволяли не только собирать информацию, но и производить её обработку, а также представлять информацию в удобном для пользователя интерфейсе.

Развитие технологий и оборудования ПС, появление первых микропроцессорных релейных защит позволило объединить в систему АСУ ТП информацию от защитных устройств. Появление высоконадежной, относительно дешевой микропроцессорной техники и локальных вычислительных сетей дало мощный импульс к внедрению полнофункциональных АСУ ТП ПС, позволивших интегрировать подсистемы релейной защиты и автоматики (РЗА), противоаварийной автоматики (ПА), регистрации аварийны событий (РАС), определения мест повреждения (ОМП), мониторинга трансформаторного оборудования и другие.

На сегодняшний день АСУ ТП ПС – это система, включающая как программно-технический комплекс (ПТК), решающий различные задачи сбора, обработки, анализа, визуализации, хранения и передачи технологической информации, автоматизированного управления оборудованием трансформаторной подстанции и соответствующие действия персонала по контролю и оперативному управлению технологическими процессами подстанции, выполняемые во взаимодействии с ПТК.

Для типовой структуры АСУ ТП ПС (рис.1) характерны следующие уровни:

– уровень датчиков, исполнительных механизмов и аппаратов, счетчиков, микропроцессорных терминалов и других измерительных средств;

– уровень промышленных контроллеров;

– уровень центральных вычислительных ресурсов и автоматизированных рабочих мест (АРМ).

Однако, несмотря на использование цифровых технологий для построения систем автоматизации, на традиционных подстанциях вся исходная информация, включая состояния блок-контактов, напряжения и токи, передаётся в виде аналоговых сигналов от распределительного устройства в оперативный пункт управления, где оцифровывается отдельно каждым устройством нижнего уровня. Для функций защиты, измерения, учёта, контроля качества выполняются индивидуальные системы измерений и информационного взаимодействия, что значительно увеличивает как сложность реализации системы автоматизации на подстанции, так и её стоимость.

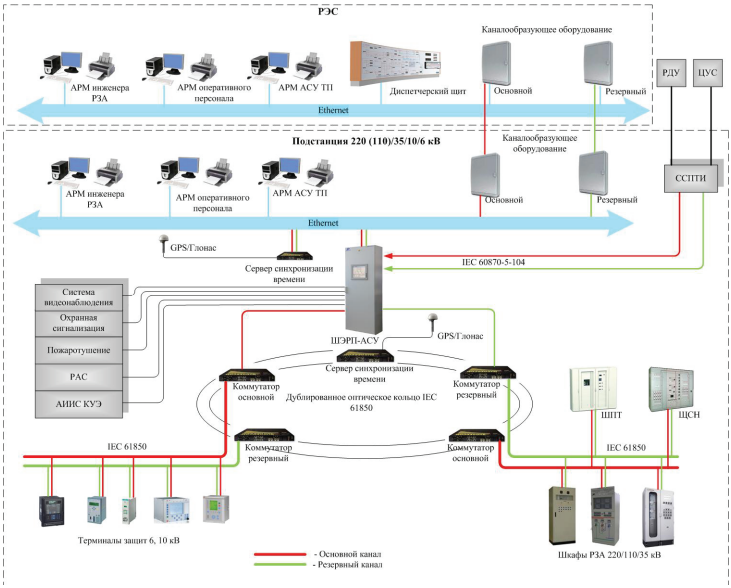


Рис.1. Типовая структурная схема АСУ ТП ПС

Спектр основных задач, решаемых АСУ ТП ПС [2]., включает в себя:

- сбор и обработку дискретной и аналоговой информации, характеризующей работу основного электрооборудования подстанции;
- управление коммутационной аппаратурой;
- управление устройствами регулирования напряжения силовых трансформаторов;
- управление источниками реактивной мощности, установленными на подстанции;
- учет электропотребления и контроль качества электрической энергии;
- контроль работы РЗА, регистрация аварийных и переходных процессов;
- отображение информации для оперативного персонала с целью контроля и управления электропотреблением;
- передача телеинформации, команд РЗА и ПА, диспетчерских команд, голосовой и алфавитно-цифровой информации по каналам связи;

Следует отметить, что общепромышленные средства автоматизации (программируемые контроллеры, универсальные SCADA-системы, полевые шины и др.) практически неприменимы в составе АСУ ТП ПС в виду специфики электрических процессов и требований к обработке информации. Для построения АСУ ТП ПС требуются специализированные программно-технические средства (ПТС), ориентированные на применение в электроэнергетике. Можно выделить два различных подхода к созданию АСУ ТП ПС комплексный и интеграционный. При комплексном подходе максимально применяются ПТС одного производителя: устройства АСУ ТП нижнего уровня, коммуникационное оборудование, программное обеспечение верхнего уровня (SCADA, СУБД). При этом желательна реализация подсистем, интегрируемых в АСУ ТП (РЗА, ПА, РАС и др.), на ПТС того же производителя, что не всегда возможно.

Интеграционный подход означает, что АСУ ТП ПС строится из нескольких функциональных подсистем (аналоговый ввод, дискретный ввод-вывод, автоматика, стык с низовыми устройствами, SCADA, СУБД, сервер телемеханики и др.), реализуемых на базе ПТС различных производителей, и интегрируется на базе стандартных протоколов и механизмов информационного обмена.

Таблица 1

Сравнительные характеристики различных подходов к созданию АСУТП

Характеристика	**Комплексные решения**	**Интеграционные решения**
Функциональность АСУТП	более мощная	менее мощная

Интеграция в АСУТП ПТС того же производителя	полная интеграция (в т.ч. все сервисные функции)	возможна полная интеграция всех ПТС, но ее реализация сложна
Интеграция в АСУТП ПТС других производителей	полная интеграция затруднена	
Простота конфигурирования и обслуживания ПТС АСУТП	сравнительно просто (единое сервисное ПО для всех ПТСАСУТП)	сравнительно сложно (единый инструментарий отсутствует)
Возможность поэтапного создания АСУТП	затруднена	имеется
Стоимость создания АСУ ТП	высокая	низкая

На сегодняшний день предлагаются различные комплексные решения по построению АСУ ТП ПС. Объем узкоспециализированных программно-аппаратных средств ограничивается устройствами РЗА и многофункциональными контроллерами. Для реализации специфичных алгоритмов обработки информации низовых устройств (осциллограммы, векторные диаграммы, гармонические спектры и т.д.) предусматривается рабочее место инженера релейной защиты и автоматики.

Выводы:

Таким образом, переход к передаче сигналов в цифровом виде на всех уровнях управления ПС позволит:

- проводить качественный контроль и учет технологических процессов предприятия, а также автоматизированное управления оборудованием ТП и соответствующие действия персонала по контролю и оперативному управлению подстанции, выполняемые во взаимодействии с ПТК;
- существенно сократить затраты на кабельные вторичные цепи и каналы их прокладки, приблизив источники цифровых сигналов к первичному оборудованию;
- уменьшить эксплуатационных затраты на техобслуживание ПС уменьшением количества сбоев, неправильной работы и отказов РЗА и повышение алгоритмической надежности функционирования РЗА;

Список литературы

1.Величко Ю.К. Электроснабжение аэропортов. Учебное пособие. – Киев: КМУГА, 1996. – 312 с.

2.ХомицкийС.В. О выборе рациональной структуры АСУТП электрической части электростанций / ХомицкийС.В., А.В. Шунтов. // Средства и системы компьютерной автоматизации – 2008.- вып.8. – С. 25-30

УДК 629.7.03:681.5.03 (043.2)

С.В. Єнчев, к.т.н., доц., О.В. Савчин, аспірантка
(Національний авіаційний університет, Україна, м. Київ)

ВИКОРИСТАННЯ ОРТОГОНАЛЬНИХ РОЗКЛАДІВ В ЗАДАЧАХ ІДЕНТИФІКАЦІЇ НЕСТАЦІОНАРНИХ ПРОЦЕСІВ У КОМПРЕСОРАХ АВІАЦІЙНИХ ГТД

В роботі обґрунтовується можливість застосування методу ідентифікації помпажу за допомогою розкладання імпульсної перехідної функції двигуна в ряд ортонормованих функцій Уолша. В якості діагностичної ознаки помпажу прийняті коефіцієнти розкладу Уолша – Фур'є. Розроблені алгоритм і пристрій ідентифікації помпажу.

Для вирішення всього комплексу задач управління ГТД забезпечуючи як оптимальність і стійкість режиму роботи двигуна, так і міцність його конструкції, дуже важливим є вибір методів та програм управління, що являються базою функціонального програмного забезпечення САУ ГТД. До таких вузлів двигуна як компресор, камери згорання і надзвуковий повітрозбірник (у випадку надзвукових літаків) висуваються обмеження за умов газодинамічної стійкості (ГДС) робочих процесів. Нестійка робота компресора в системі двигуна, так званий помпаж, викликає інтенсивні коливання тиску робочого тіла в проточній частині або газодинамічні удари. Окрім конструктивних методів забезпечення стійкої роботи ГТД застосовують і цілу низку методів та пристроїв ідентифікації помпажу, які входять до складу систем автоматичного керування і постійно ускладнюють конструкції сучасних ГТД.

З урахуванням суттєвого ускладнення законів керування вимоги до отримання забезпечення експлуатаційних характеристик найбільш повно реалізуються за допомогою цифрових обчислювальних засобів при побудові систем автоматичного керування (САК) ГТД [1,2]. На практиці видно що цифрові САК за масою, вартістю і надійністю набагато перевершують гідромеханічні.

Використання в якості математичного описання об'єкта його імпульсної перехідної функції, що апроксимується розкладом в ряд по системі бінарних ортогональних функцій Уолша, наступні переваги: значне спрощення обчислювальних процедур при цифровій реалізації алгоритмів ідентифікації, підвищення швидкодії, точність і завадостійкість; в певній мірі знімається проблема побудови адекватної структури параметричних моделей; досягаються хороші результати при мінімальному об'ємі апріорних даних та підвищується точність ідентифікації при достатній наявності даних; розширення можливостей класифікації стану системи по коефіцієнтам, що ідентифікуються.

Функції Уолша відносяться до класу шматково-постійних ортогональних функцій і найбільш наглядно виводяться з системи функцій Радемахера. Остання з індексом m, що позначається $r_m(t)$, має вигляд

послідовності прямокутних імпульсів і містить 2^{m-1} періодів на інтервалі [0,1]. Між цими функціями існує залежність:

$$W_0(t) = r_0(t), \quad W_1(t) = r_1(t),$$

$$W_2(t) = (r_2(t))^1 (r_1(t))^0, \quad W_3(t) = (r_2(t))^1 (r_1(t))^1,$$

$$W_4(t) = (r_3(t))^1 (r_2(t))^0 (r_1(t))^0, \; W_5(t) = (r_3(t))^1 (r_2(t))^0 (r_1(t))^1,$$

$$\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots$$

$$W_n(t) = (r_q(t))^\alpha (r_{q-1}(t))^\beta (r_{q-2}(t))^\gamma \cdot \ldots \tag{1}$$

Тут $q = \text{int}(\log_2 n) + 1,$ де *int* означає взяття найбільшого цілого;

$$2^{q-1}\alpha + 2^{q-2}\beta + 2^{q-3}\gamma + \ldots = n, \tag{2}$$

тобто $\alpha, \beta, \gamma, \ldots$ – двійковий розклад числа *n*.

На рис. 1 зображені вісім перших функцій Уолша і пунктирними лініями для порівняння тригонометричні функції – перші з числа тих, що використовуються в якості базисних при розкладі функцій в ряд Фур'є.

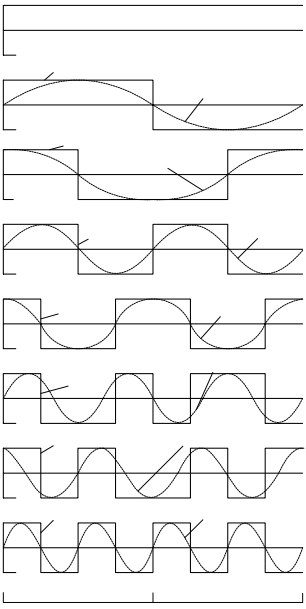


Рис. 1. Базисні функції перетворення Уолша та Фур'є

Будь-якій функції $f(t)$, яка інтегрується на інтервалі $t \in [0,1]$ відповідає ряд Уолша-Фур'є:

$$f(t) = \sum_{i=0}^{\infty} a_i W_i(t), \tag{3}$$

1
0
-1

1
0
-1

$$a_i = \int_0^1 f(t)W_i(t)dt\ ,\ i = 0,1,2,... \tag{4}$$

Імпульсна перехідна функція (ІПФ) авіаційних ГТД є повною динамічною характеристикою двигуна у випадку лінеаризованого його математичного опису. Для аналізу динаміки ГТД з метою контролю, діагностування або синтезу системи автоматичного керування необхідне представлення математичної моделі ГТД у вигляді передаточної функції або системи диференціальних рівнянь. Для визначення параметрів таких моделей заданої структури за відомими коефіцієнтами розкладу ІПФ у ряд по функціям Уолша пропонується алгоритм, який повинен містити визначення коефіцієнтів розкладу ІПФ за перехідною функцією та оптимізаційну процедуру пошуку параметрів моделі ГТД.

Цей метод являється методом пасивної ідентифікації. Тут імпульсна перехідна функція (ІПФ) $\omega(\tau)$ ГТД представляється у вигляді:

$$\omega(\tau) = \sum_{i=0}^{n} a_i W_i(\tau)\ ,\ \tau \in [0;T)\ , \tag{5}$$

де T – інтервал визначення функцій Уолша.

За відомої ІПФ $\omega(\tau)$ i-ийкоефіцієнт розкладу a_i^* в ряд за функціями Уолша визначається за формулою:

$$a_i^* = \frac{1}{T}\int_0^T \omega(t)W_i(t)dt. \tag{6}$$

Так як функції Уолша мають кусково-постійний характер, останній вираз можна перетворити:

$$a_i^* = \frac{1}{T}\sum_{k=o}^{N-1} W_i(k\delta)\int_{k\delta}^{(k+1)} \omega(t)dt = \frac{1}{T}\sum_{k=0}^{N-1} W_i(k\delta)[h(k\delta+\delta) - h(k\delta)] \tag{7}$$

Процедуру обчислення коефіцієнтів Уолша-Фур'є можна відносно просто реалізувати на елементах цифрової техніки. На рис 2 представлена схема пристрою для обчислення коефіцієнтів Уолша-Фур'є.

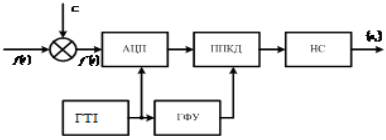


Рис. 2. Пристрій обчислення коефіцієнтів Уолша-Фур'є

Цей пристрій складається з генератора тактових імпульсів (ГТІ), аналогово-цифрового перетворювача (АЦП), генератора функцій Уолша (ГФУ), перетворювача прямого коду в додатковий (ППКД) і накопичувального суматора.

Відліки, представлені на виході перетворювача в прямому або додатковому коді, потрапляють на вхід накопичувального суматора.

Пристрій обчислює коефіцієнти розкладу a_i знакопостійного сигналу де *C=const*, які для $i \neq 0$ є коефіцієнтами Уолша-Фур'є сигналу (функції) *f(t)*.

Визначення перехідної функції за відомої моделі не викликає ускладнень і за попереднім виразом будується простий та ефективний алгоритм визначення коефіцієнтів розкладу $a_i^*(P)$ при заданому векторі параметрів моделі *P*. Параметри моделі, що відповідають ІПФ з коефіцієнтами розкладу a_i , визначаються з умови мінімізації квадратичного функціоналу:

$$Q(P) = \sum_{i=o}^{n} [a_i - a_i(P)]^2. \qquad (8)$$

Для визначення мінімального значення $Q(P)$ можна скористатися одним з прямих методів пошуку екстремуму. Початкове наближення P^0 можна отримати за допомогою методів естимації за ІПФ, відновленої по заданим коефіцієнтам розкладу a_i . Ітераційний цикл пошуку мінімуму розпочинається із систематичного пошуку по *r* ортогональним напрямкам (*r* – розмірністьвектора P) почерговою зміною компоненти P_i вектора на величину пробного кроку $\pm h$. Який в процесі пошуку може зменшуватися. Якщо під час ітерації отримано покращення функціоналу $Q(P)$, то визначається напрямок спуску у вигляді вектора-градієнта *G*, величина компонентів q_i якого береться пропорційною ступеню покращення функціонала у відповідних напрямках.

Висновки

В результаті проведених досліджень систематизовано інформацію щодо застосування розкладу в ряд Уолша з метою ідентифікації динамічних характеристик ГТД. Показано схему пристрою ідентифікації помпажу, його алгоритм. В якості діагностичних ознак помпажу розглядаються коефіцієнти розкладу по функціям Уолша. На основі аналізу великої кількості експериментальних кривих зміни параметрів робочого процесу при помпажі і нормальній роботі двигуна формуються класи.

Список літератури

1. Автоматический контроль и диагностика систем управления силовыми установками летательных аппаратов / *В. И. Васильев и др.* – М. : Машиностроение, 1989. – 240 с.

2. Метод идентификации помпажа в компрессорах авиационных газотурбинных двигателей с применением функций Уолша / *В. В. Панин, С. В. Енчев, О. В. Попфалуши* // Матеріали МНТК «АВІА-2011». – Т.ІІ. – К.: НАУ. – 2011. – С.16.42-16.45.

УДК 621.391(045)

Семенченко А.И., д. госуд. упр., проф., Лысенко Е.В., соискатель
(Национальная академия государственного управления при ПУ, Киев),
Василенко Е.Ю., магистр,
(Национальный технический университет Украины «КПИ», Киев)
Науменко П.В., студент
(Национальный авиационный университет)

ВОЗМОЖНОСТИ ПРИМЕНЕНИЕ ИСКУССТВЕННЫХ НЕЙРОННЫХСЕТЕЙ ДЛЯ ПОВЫШЕННИЯ ЕФФЕКТИВНОСТИ АЛГОРИТМОВ МАРШРУТИЗАЦИИ В ТЕЛЕКОММУНИКАЦИЯХ

Концепции создания новых алгоритмов и методов адаптивного сетевого управления трафиком в телекоммуникационных системах с использованием протоколов нового поколения на основе нейронных сетей

Глобализация и другие современные тенденции развития телекоммуникационных систем (ТКС) привели к значительным технологическим сдвигам. Взрывной рост информационного трафика реального времени и его мультимедийный характер вызывают сетевые конфликты и перегрузки, блокируя нормальную работу ТКС. Бурное развитие новых видов услуг резко повысило требования к качеству обслуживания и своевременной доставки информации. Традиционные методы маршрутизации в нынешних условиях роста и глобализации сетей не справляются с возложенной на них задачей.

Возникшие проблемы привели к необходимости создания новых алгоритмов и методов адаптивного сетевого управления трафиком с использованием протоколов нового поколения (IPv6 и др.). Новые алгоритмы должны учитывать как реальную динамику ТКС, т.е. фактическое изменение структуры (топологии) и параметров (весов каналов связи) ТКС в реальном времени, так и адаптацию к различным факторам неопределённости на основе мониторинга и функциональной диагностики ТКС. Эти задачи решаются так называемыми интеллектуальными сетями – нейронными сетями.

Искусственные нейронные сети, подобно биологическим, являются вычислительной системой с огромным числом параллельно функционирующих простых процессоров с множеством связей. Несмотря на то что при построении таких сетей обычно делается ряд допущений и значительных упрощений, отличающих их от биологических аналогов, искусственные нейронные сети демонстрируют удивительное число свойств, присущих мозгу, — это обучение на основе опыта, обобщение, извлечение существенных данных из избыточной информации.

Нейронные сети могут менять свое поведение в зависимости от состояния окружающей их среды. После анализа входных сигналов (возможно, вместе с требуемыми выходными сигналами) они самонастраиваются и обучаются, чтобы обеспечить правильную реакцию.

Обученная сеть может быть устойчивой к некоторым отклонениям входных данных, что позволяет ей правильно «видеть» образ, содержащий различные помехи и искажения. Сегодня существует большое число различных конфигураций нейронных сетей с различными принципами функционирования, которые ориентированы на решение самых разных задач. В качестве примера рассмотрим многослойную полносвязанную нейронную сеть прямого распространения (рис. 1), которая широко используется для поиска закономерностей и классификации образов. Полносвязанной нейронной сетью называется многослойная структура, в которой каждый нейрон произвольного слоя связан со всеми нейронами предыдущего слоя, а в случае первого слоя — со всеми входами нейронной сети. Прямое распространение сигнала означает, что такая нейронная сеть не содержит петель.

Уже сегодня искусственные нейронные сети используются во многих областях, но прежде чем их можно будет применять там, где на карту поставлены человеческие жизни или значительные материальные ресурсы, должны быть решены важные вопросы, касающиеся надежности их работы. Поэтому уровень допустимых ошибок следует определять исходя из природы самой задачи. Некоторые проблемы с анализом вопросов надежности возникают из-за допущения полной безошибочности компьютеров, тогда как искусственные нейронные сети могут быть неточны даже при их правильном функционировании. Следовательно, для особо критических задач необходимо, чтобы эти системы дублировали и страховали друг друга. А это значит, при решении таких задач нейронные сети должны выступать не в качестве единственных средств, а в качестве дополнительных, предупреждающих особые ситуации, или берущих на себя управление, когда проблема не решается стандартным образом и какие-либо задержки могут привести к катастрофе.

Нейросетевые прикладные пакеты, разрабатываемые рядом компаний, позволяют пользователям работать с разными видами нейронных сетей и с различными способами их обучения. Они могут быть как специализированными (например, для предсказания курса акций), так и достаточно универсальными.

Области применения нейронных сетей весьма разнообразны — это распознавание текста и речи, семантический поиск, экспертные системы и системы поддержки принятия решений, предсказание курсов акций, системы безопасности, анализ текстов.

Рассмотрим несколько особенно ярких и интересных примеров использования нейронных сетей в разных областях. Необходимо отметить, что мы старались по возможности выбирать наиболее ранние случаи применения нейронных сетей при решении соответствующей задачи.

Вработе рассматривается вопрос создания управляющего элемента маршрутизирующего сетевого устройства на базе нейронной сети. Существующие сетевые устройства принимают решения о маршрутизации пакета на основании непосредственно запомненной таблицы, называемой, как правило, таблицей маршрутизации, в который для каждого конкретного адреса

подсети или хоста существует одна или несколько записей, указывающая номер порта, с которого пакет следует передать дальше для наискорейшей доставки получателю. В связи с бурным ростом компьютерных сетей такой подход теряет эффективность, поскольку из-за большого числа подсетей таблицы маршрутизации становятся громоздкими не только для синхронизации между соседними устройствами, но и для быстрого поиска по ним.

Для решения этой проблемы выберем в качестве элемента, принимающего решения о маршрутизации пакетов, экспертную систему на основе нейронной сети. Поскольку нейронная сеть обладает ассоциативной памятью, то такой подход позволит существенно сократить время, необходимое на принятие решения о маршрутизации.

Необходимо создать логический элемент маршрутизирующего устройства, способный на основе некоторой базы данных принимать решение относительно направления пришедшего на вход пакета на один из выходных портов для достижения цели наискорейшей (наилучшей) доставки пакета адресату. На вход элемента будет подаваться закодированный каким-либо образом номер (сетевой адрес) получателя пакета, на выходе же должен сформироваться закодированный каким-либо образом номер порта, на который следует переслать пакет для его доставки. Кроме того, при подключении устройств к сети логический элемент будет информироваться специальным сообщением о том, за каким портом относительно него следует искать новое устройства. Соответственно эта информация будет использоваться для внесения изменений в базу данных элемента.

Для решения задачи использовалась нейронная сеть в виде однослойного перцептрона, а адрес получателя и порт назначения представлялся следующим образом (рисунок 1):

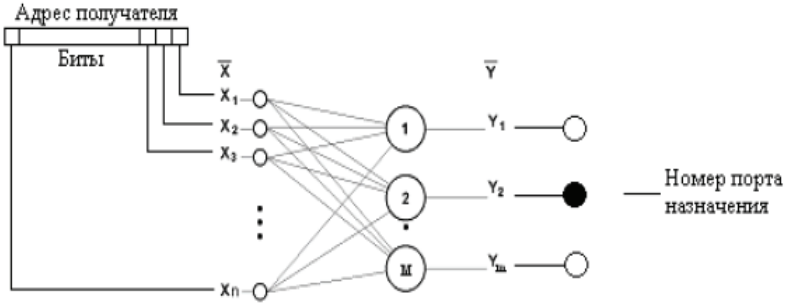


Рисунок 1 – Пример представления адреса получателя и порта назначения с использованием нейронной сети.

В ходе моделирования были получены положительные результаты: на сетях состоящих из нескольких сотен адресуемых устройств нейронная сеть выбирала правильный маршрут доставки для более 70% пакетов.

Выводы

1.Адаптивные маршруты, в принципе, более привлекательны, так как они могут адаптировать способ маршрутизации к временным и к пространственным изменениям трафика. Как недостаток такого подхода выделяют то, что слишком частые изменения в сети могут стать причиной колебаний в выбранных путях. Это обстоятельство, в свою очередь, может привести к созданию циклических путей, а также к большим отклонениям в выполнении алгоритма. К тому же адаптивная маршрутизация может привести к противоречивым ситуациям, которые могут возникнуть при выходе из строя узлов, линий связи или при изменении локальной топологии. Однако, все эти проблемы устойчивости более характерны для сетей неориентированных на соединение.

2.Адаптивная маршрутизация потоков данных имеет ряд преимуществ поотношению к неадаптивной (статической или динамической) маршрутизации, аименно:

- обеспечивает работоспособность и надежность ССУ при непредсказуемыхизменениях структуры или параметров ТКС;
- приводит к более равномерной загрузке узлов и каналов связи ТКС за счет«выравнивания» нагрузки или адаптации к сетевым перегрузкам;
- упрощает управление потоками данных при сетевых перегрузках или сетевыхконфликтах;
- увеличивает время безотказной работы при непредсказуемых изменениях параметров и структуры ТКС.

3. Принцип адаптивной маршрутизации основывается на передаче локальной информации (в форме локальной обратной связи) от соседних узлов илиглобальной информации (в форме глобальной обратной связи) от всех узловТКС. Эта информация содержит данные об отказах или задержках в узлах иликаналах связи ТКС.

4. Маршрутизация играет важную роль в обслуживании коммуникационных сетей. При правильно организованной маршрутизации возможно оптимизировать такие важные показатели производительности сети как пропускная способность и задержка пакетов.

Список литературы:

1.Тимофеев А.В. Проблемы и методы адаптивного управления потоками данных в телекоммуникационных системах. – Информатизация и связь, №1-2, 2003, с. 68–73.

2. Итоги науки и техники: физические и математические модели нейронных сетей, т.1, М.: ВИНИТИ, 1990.

3. Столлингс В. Современные компьютерные сети. 2-е изд. - СПб: Питер, 2003. - 783с.

4. Schoonderwoerd R., Holland O., &Bruten J. Ant-likeagentsforloadbalancingintelecommunicationsnetworks. InProceedingsoftheFirstInternationalConferenceonAutonomousAgents: ACM Press. - 1997. - pp. 209-216.

5. Ф.Уоссермен, Нейрокомпьютерная техника. М.:Мир, 1992.

УДК 533.682

Р.Н. Павловский к.т.н. (НАУ, Украина, Киев)
А.И. Жданов к.т.н. (НАУ, Украина, Киев)
В.В. Орлянский (НАУ, Украина, Киев)

ИССЛЕДОВАНИЯ АКТИВНЫХ СПОСОБОВ ИЗМЕНЕНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ АВТОМОБИЛЯ

Исследование эффективности трех активных способов изменения аэродинамического сопротивления в аэродинамической трубе на модели легкового автомобиля, изготовленной в масштабе М 1:3. Управление пограничным слоем осуществлялось в кормовой части модели с использованием эффектов Коанде, Магнуса и выдува сжатого воздуха через перфорированную заднюю стенку кузова.

Важной научной и технической проблемой на сегодняшний день в мире является сокращение энергопотребления, улучшение состояния экологии. По отношению к автомобилям – это уменьшение расходования бензина, дизельного топлива, а, следовательно, уменьшение вредных выбросов отработанных газов в атмосферу, уменьшение шума в окружающем пространстве.

Отмеченные проблемы могут частично решаться путем уменьшения аэродинамического сопротивления современных автомобилей, как находящихся в эксплуатации, так и перспективных автомобилей, еще находящихся в стадии разработки или на испытаниях опытных образцов на стендах и на полигонах.

Целью работы является разработка и экспериментальные исследования в аэродинамической трубе эффективности различных конструктивных вариантов активных методов уменьшения аэродинамического сопротивления перспективных автомобилей типа «джип».

В мировой технической литературе [1-3] в основном представлены результаты исследований эффективности различных пассивных конструктивных устройств для уменьшения аэродинамического сопротивления скоростных автомобилей. Можно считать, что при дизайнерском конструировании пассивные подходы исчерпаны. В работе [3] показано, что установка захвоста [4, 5] позволяет снизить до 26% аэродинамическое сопротивление легкового автомобиля с круто срезанной задней частью.

В технической литературе отсутствуют сведения об исследованиях эффективности методов активного управления пограничным слоем на автомобилях путем использования эффектов Коанде и Магнуса. Имеется много сведений об использовании этих эффектов в авиации и судостроении, например, в работах [6, 7].

Использование эффектов Коанде и Магнуса в авиации позволило расширить зоны безотрывного обтекания на несущих поверхностях летательных аппаратов, что приводит к увеличению подъемной силы.

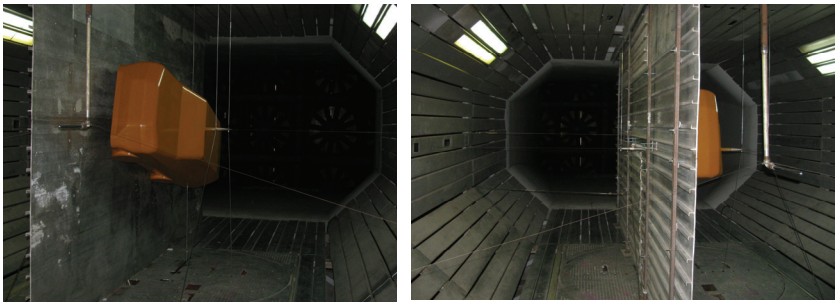
На задней круто срезанной части кузова автомобиля по форме «универсал» существует обширная отрывная зона воздушного потока, что приводит к росту аэродинамического лобового сопротивления ($C_x \approx 0{,}4$). Была поставлена задача изучить целесообразность применения и эффективность активных ме-

тодов создания в указанной зоне безотрывного течения воздуха для уменьшения аэродинамического лобового сопротивления. При этом экспериментальные аэродинамические исследования провести в большой аэродинамической трубе на продувочной модели автомобиля в большом масштабе М 1:3, эффективность применения эффектов Коанде и Магнуса сравнить и исследовать на одной и той же продувочной модели. На этой же модели провести также для сравнения исследования эффективности равномерного выдува сжатого воздуха в высокотурбулентный спутный след закормовой области движущегося автомобиля.

Методика проведения эксперимента

Исследования проводились в аэродинамической трубе ТАД-2 Национального авиационного университета Украины (НАУ). Аэродинамическая труба имеет следующие основные характеристики:

- максимальная скорость потока воздуха в рабочей части без модели 42 м/сек;
- степень начальной турбулентности потока воздуха в рабочей части без модели, определенная с использованием метода шара, 0,9%;
- длина рабочей части 5,5 м;
- габаритные размеры поперечного сечения рабочей части восьмиугольной формы: по ширине 4.0 м, по высоте 2.5м.



а) вид спереди-справа б) вид спереди-слева

Рис. 1 Фото рабочей части аэродинамической трубы ТАД-2 с установленным вертикальным экраном и подвешенной моделью на ленточной подвеске аэродинамических весов (вид со стороны сопла)

Во время испытаний измерялись аэродинамические силы и моменты, которые действуют на модель, а также распределение давления по поверхности модели [8]. Аэродинамическая труба ТАД-2 была введена в эксплуатацию в 1979 году и систематически использовалась для украинской авиационной и ракетно-космической техники, а также для исследований проблем строительства высотных нестандартных зданий и сооружений.

Модель автомобиля показана на фото на рис. 1, 2. Модель имеет длину 1710 мм. Схема установки модели в аэродинамической трубе показано на рис. 3.

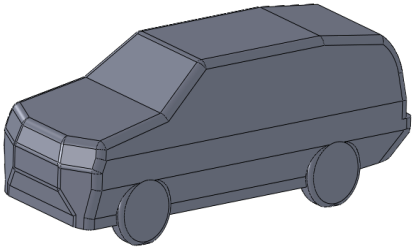


Рис. 2. Общий вид автомобиля базовой модели

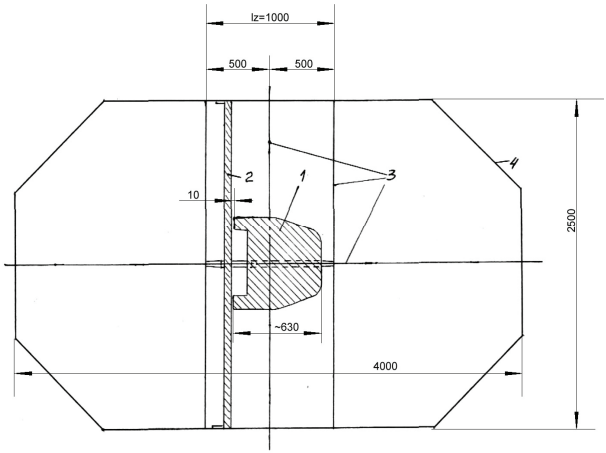


Рис.3. Схема установки модели автомобиля в рабочей части аэродинамической трубы (вид спереди) 1 - модель автомобиля, 2 – вертикальный экран, моделирующий влияние земли (дороги), 3 -подвеска шести-компонентнх электротензометрических весов;4 - контур сечения рабочей части аэродинамической трубы.

На базовой модели автомобиля (рис. 2, 3) последовательно устанавливались и исследовались три активных способа изменения аэродинамического сопротивления:

- способ №1 – управление пограничным слоем (УПС) путем выдува сжатого воздуха (реализация эффекта Коанде);

- способ №2 – увеличение относительной скорости движения воздуха на верхней задней поверхности автомобиля (реализация эффекта Магнуса);

- способ №3 – выдув сжатого воздуха в заднюю часть автомобиля.

Все три способа обеспечивали практически безотрывное обтекание кормовой части кузова модели автомобиля путем внесения в эту зону дополнительной энергии (организация подвода сжатого воздуха, вращение цилиндра от электродвигателя).

На рис. 4 показана схема способа №1 с установленными на задней скругленной поверхности модели четырьмя модулями УПС. На рис. 5, 6 пред-

ставлено фото модели сзади с установленным четырех щелевым блоком модулей УПС и внутримодельным ресивером.

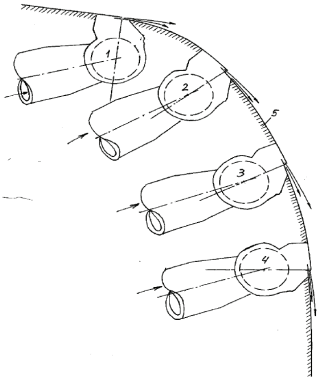


Рис. 4 Схема управления пограничным слоем (УПС); 1, 2, 3, 4 – модули УПС, 5 – задняя поверхность модели автомобиля

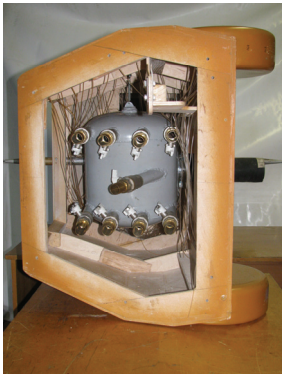


Рис. 5 Фото ресивера внутри модели

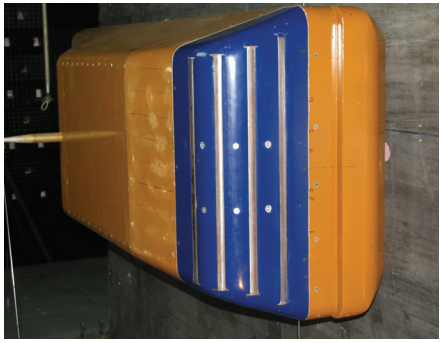


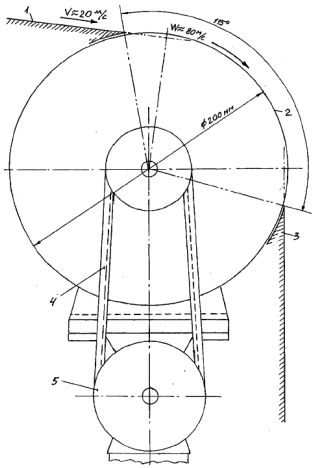
Рис. 6 Фото модели сзади с установленным блоком модулей УПС

На рис. 7, 8, 9 показана схема способа №2 с вращающимся цилиндром, установленным на задней части модели автомобиля. Цилиндр имел диаметр 200 мм, обороты регулировались от 0 до 7500 об/мин. Коэффициент импульса скорости цилиндра $\bar{V}_u$ определялся соотношением

$$\bar{V}_u = V_u / V_\infty,$$

где $V_u = \pi \times n \times R/30$ – окружная скорость движения цилиндра;

V_∞ - скорость невозмущенного потока в рабочей части аэродинамической трубы.



1 – крыша модели
2 – цилиндр вращающийся
3 – задняя поверхность модели
4 – трансмиссия
5 – электродвигатель (250 Вт)

Рис. 7 Схема метода Магнуса

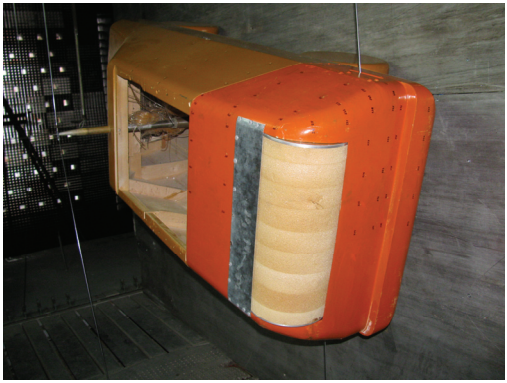


Рис. 8 Фото общего вида сзади модели М02 с вращающимся цилиндром в рабочей части аэродинамической трубы ТАД-2 НАУ

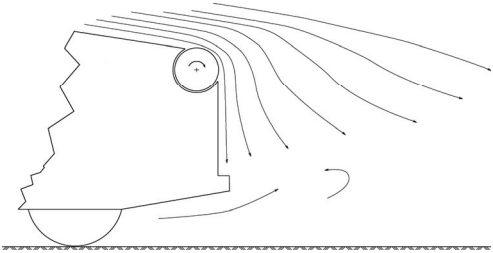


Рис. 9 Схема безотрывного движения воздушного потока в закормовом пространстве модели автомобиля при вращении цилиндра

В активном способе №3 сжатый воздух вдувался в заднюю срывную область модели автомобиля через заднюю перфорированную стенку двухкамерного коробчатого ресивера, расположенного в районе заднего багажника натурного автомобиля (рис. 10)

Рис. 10 Фото модели с установленным раздающим коробом (правая часть вида сзади)

Конструкция системы выдува обеспечивала равномерность выдува воздуха по всей задней поверхности раздающего короба. Измерение средней скорости воздушного потока на выходе из перфорированной стенки раздающего короба осуществлялось портативным анемометром. Визуальные исследования обтекания кормовой части модели автомобиля производились с помощью шелковинок. Расход сжатого воздуха регулировался краном. Средняя скорость истечения воздуха устанавливалась в пределах 0÷5 м/с.

Результаты экспериментальных исследований

1. Способ №1. Визуальными исследованиями установлено, что вытекающие из щелей УПС плоские струи прилипают к поверхности задней стенки кузова вплоть до бампера. При этом поддерживается безотрывное обтекание воздушного потока в пределах толщины от 10 мм вблизи щели до 100÷150 мм перед задним бампером. Поверх этой безотрывной зоны обтекания далее вниз по потоку наблюдается отрывная турбулентная зона. Весовыми исследованиями установлено, что при включении системы УПС происходит увеличение величины минимального значения коэффициента сопротивления модели автомобиля с $C_{x\,min}$=0,4 на $\Delta C_{x\,min}$=0,11÷0,18 (рис. 11), или на 34,5÷43,4%.

Это можно объяснить появлением значительных отрицательных давлений воздуха на задней криволинейной поверхности кузова модели при обдувке ее скоростным потоком, истекающим из щелевых сопел модуля УПС.

Таким образом, использование эффекта Коанде в качестве активного метода снижения аэродинамического сопротивления автомобиля типа «универсал оказалось неприемлемым при расположении щелей выдува сжатого воздуха на задней поверхности кузова.

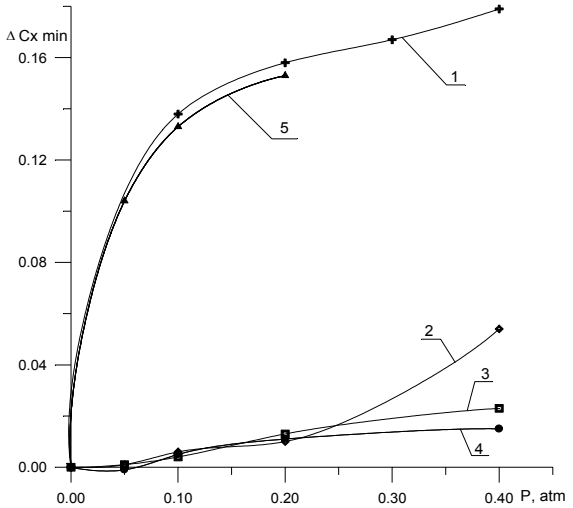


Рис. 11 Зависимости приращения минимального коэффициента аэродинамического сопротивления $\Delta C_{x\,min}$ от избыточного давления сжатого воздуха во внутримодельном рессивере при выдуве из щелей модулей УПС №№ 1, 2, 3, 4 индивидуально и из всех щелей одновременно: 1 – выдув из щели №1; 2 – выдув из щели №2; 3 – выдув из щели №3; 4 – выдув из щели №4; 5 – выдув из всех щелей

2. Способ №2. Аэродинамические характеристики модели автомобиля были исследованы при трех разных положениях цилиндра по высоте: $h_ц$=0; 10; 20 мм. Положению $h_ц$=0 соответствовало условное касание верхней поверхности цилиндра верхней поверхности кузова модели. Высовывание цилиндра над верхней поверхностью кузова приводит к увеличению коэффициента $C_{x\,min}$ (рис. 12). Это можно объяснить как увеличением площади поперечного сечения автомобиля, так и выступающим вверх неудобообтекаемыми прямоугольными концами цилиндра.

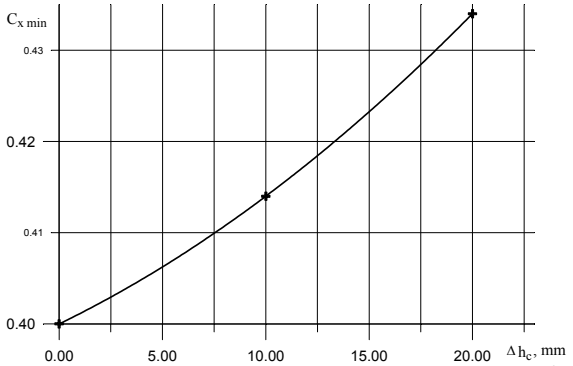


Рис. 12 Зависимость $C_{x\,min}=f(\Delta h_ц)$ модели M02 автомобиля Re =$4{,}1\times10^6$; $n_ц$=0; β=0°

По характеру зависимости $C_x = f(\bar{V}_u)$ (рис. 13) наблюдается область оптимальной величины коэффициента импульса скорости вращения цилиндра $\bar{V}_u \approx 0{,}37$ (рис. 13), при которой для натурных автомобилей типа «универсал» может быть снижено аэродинамическое сопротивление на 5÷8%. Благоприятным фактором является то, что такое снижение аэродинамического сопротивления может быть достигнуто при сравнительно тихоходных малошумных приводах цилиндра n=2300÷4600 об/мин и незначительных диаметрах цилиндра в пределах 100÷200 мм.

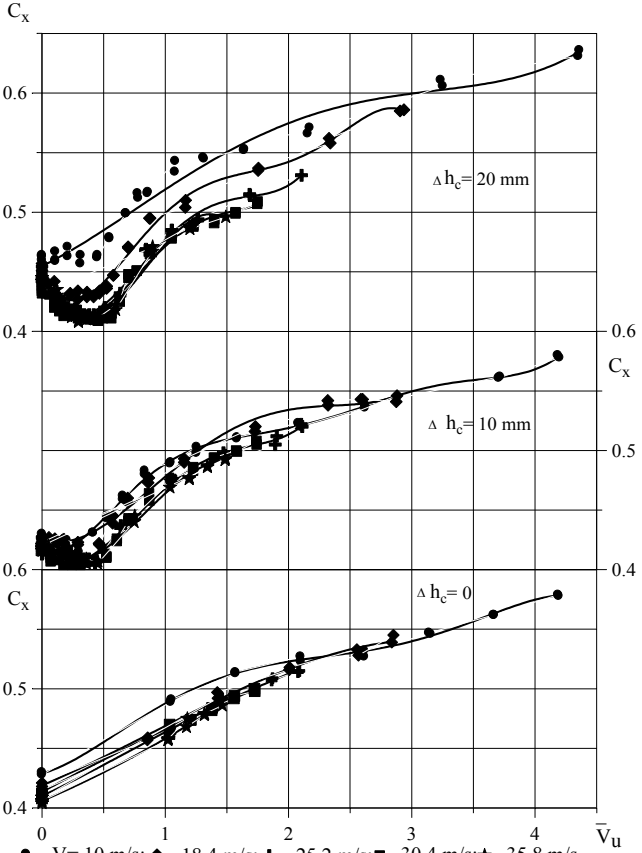


Рис. 13 Зависимость $C_x = f(\bar{V}_u,)$ при различных V_∞ и $\Delta h_ц$

3. Способ №3. Увеличение скорости выдува сжатого воздуха из перфорированной задней стенки кузова модели автомобиля приводит к уменьшению срывной зоны в спутном следе за моделью. Было установлено, что протяженность срывной зоны уменьшается примерно в 2 раза после включения системы

выдува (рис 14). В результате коэффициент лобового сопротивления модели автомобиля снижается на 7,2÷9,2% (таблица 1).

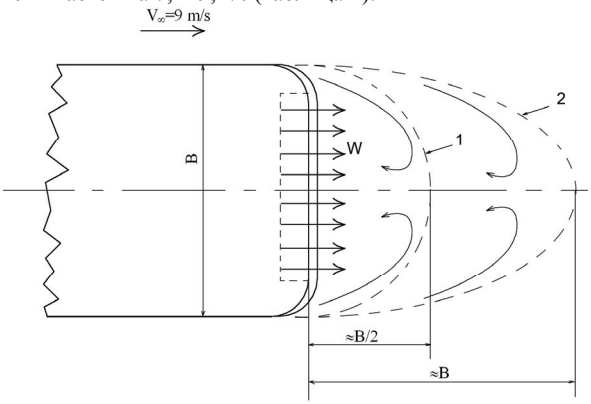


Рис. 14 Схема границ срывной зоны за моделью автомобиля при виде сверху при различной скорости выдува из раздаточного короба.
1 – Граница срывной зоны при W=3÷4,5 м/с 2 – Граница срывной зоны при W=0÷1 м/с

Таблица 1

Снижение аэродинамического сопротивления модели при выдуве в кормовой зоне

V, м/с	18	24,5	29,5	34,5
$C_{x\,min}$	0,425	0,410	0,405	0,398
ΔC_x (W=5 м/с)	-0,039	-0,034	-0,031	-0,028
$\Delta\ \bar{C}_x$, %	-9,2	-8,4	-7,6	-7,2

Выводы

1. Активное управление пограничным слоем путем реализации эффекта Коанде – выдува сжатого воздуха по касательной к задней криволинейной кормовой части автомобиля, или путем реализации эффекта Магнуса - установки на верхней задней поверхности крыши кузова вращающегося цилиндра для увеличения местной скорости воздушного потока обеспечивают практически безотрывное обтекание кормовой части автомобиля типа «универсал». Однако это приводит к росту отрицательных величин давления на задней поверхности кузова и, следовательно, к увеличению аэродинамического сопротивления автомобиля на 34,5÷43,4%.

2. Установка невращающегося цилиндра на продувочной модели автомобиля сопровождалось некоторым увеличением коэффициента $C_{x\ min}$ (на 5÷8%). Принудительное вращение цилиндра приводило практически к возвращению аэродинамического сопротивления к исходному уровню. По-видимому, при дальнейших попытках применения эффекта Магнуса в кормовой части автомобиля должно быть уделено повышенное внимание к местной аэродинамике. Также следует учесть, что наибольшая аэродинамическая эф-

фективность вращающегося цилиндра может быть достигнута при оптимальной величине коэффициента импульса скорости вращения $\bar{V}_u \approx 0{,}37$.

3. Выдув сжатого воздуха через перфорированную заднюю стенку автомобиля следует считать наиболее перспективным для снижения до 10% аэродинамического сопротивления легковых скоростных автомобилей типа «универсал». Целесообразно провести дальнейшие экспериментальные исследования эффективности этого способа УПС в натурных условиях с комплексной оценкой топливной эффективности, экономичности и аэродинамического шума.

Авторы благодарят General Motors R & D, США и сотрудников КБ «Южное» Сиренко В. М. и Медведева В. В. за их помощь. Это исследование было сделано по заказу Министерства энергетики США (BNL-T2-370-UA).

Литература

1. W.H.Hucho - “Aerodynamik des Automobils” - p.158-161 - Vogel Verlag, 1981.
2. “Experimental Research of Vehicle Model Type RAF”, KHAI, 1990.
3. Volodymyr Sirenko, Roman Pavlovs'ky, Upendra S. Rohatgi «Methods of Reducing Vehicle Aerodynamic Drag» Proceedings of the ASME 2012 Fluids Engineering Summer Meeting, FEDSM2012 July 8-12, 2012, Rio Grande, Puerto Rico
4. Р. Н. Павловский, В. Н. Сиренко. Способ уменьшения аэродинамического сопротивления скоростных транспортных средств Павловского. Патент UA 70250 U, 11.06.2012.
5. Р. Н. Павловский, В. Н. Сиренко. Устройство для уменьшения аэродинамического сопротивления транспортных средств. Патент UA 77957 U, 04.05.2012.
6. V. J. Modi, S. R. Munshi, T. Yokomizo “Moving surface boundary-layer control as applied to slender and bluff bodies” Kluwer Academic Publishers, 1999.
7. О. Л. Лемко, В. М. Миронович «Результаты экспериментальных исследований обтекания крыловых профилей в присутствии вращающегося цилиндра». Вісник НАУ, 2011, №4.
8. В. В. Дегтярев, Р. Н. Павловский. Многоканальная система сбора и обработки дренажных испытаний. XI международная научно-практическая конференция «Инженерные и научные приложения на базе технологий National Instruments» Москва, 2012.

УДК 629.735.33-519(043.2)

В.П. Харченко, д.т.н. (НАУ, Украина, Киев)
Е.П. Ударцев, д.т.н. (НАУ, Украина, Киев)
М.П. Матийчик, к.т.н. (НАУ, Украина, Киев)
А.Г. Щербонос, к.т.н. (НАУ, Украина, Киев)

БЕСПИЛОТНЫЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫЙ АППАРАТ С БОЛЬШИМ КРИТИЧЕСКИМ УГЛОМ АТТАКИ

Приведены экспериментальные данные систематических исследований модели БПЛА в аэродинамической трубе без вихреобразователей и с вихреобразователями продольных вихрей на передней кромке крыла, показано положительное влияние вихреобразователей на обтекание крыла. Полученные результаты являются необходимым основанием для построения математической модели БПЛА на больших углах атаки.

Введение.

Важнейшей задачей с точки зрения безопасности полетов самолетов является обеспечение устойчивости и управляемости при выходе на большие углы атаки при которых на верхней поверхности профиля развивается отрыв потока в виде крупномасштабных вихрей изменяющих распределение давления по хорде крыла и приводящих к падению подъемной силы, увеличению аэродинамического сопротивления, изменению моментов демпфирования и формирующих в следе дорожку Кармана.

Крупномасштабные вихри, образующиеся на поверхности крыла являются результатом вязко-невязкого взаимодействия и зависят как от вязкости среды так и от распределения давления по крылу. В двумерной постановке изучение динамического срыва потока на крыле является весьма приближенной моделью. Перспективными являются исследования трехмерных течений, взаимодействия вихрей и активного влияния на них различными способами. Один из способов влияния состоит в разрушении устойчивых вихревых течений на верхней поверхности крыла, которые развиваются на границе вязко-невязкого взаимодействия потока при обтекании крыла.

Известно, что отличительной особенностью крупномасштабных вихрей, возникающих в области отрыва, является их высокая восприимчивость к внешним возмущениям [1]. Оказалось, что с помощью продольных вихрей генерируемых у передней кромки крыла с помощью многочисленных наплывов малых размеров, можно управлять отрывным течением разрушая крупные отрывные вихри, что приводит к улучшению аэродинамических характеристик крыла, существенно увеличивая критический угол атаки.

Управление отрывными течениями с помощью вихрей используется активно многие годы при проектировании эффективных крыльев разного удлинения с наплывами (вихреобразователями) у кромки крыла или вихреобразующими «зубьями» на передней кромке крыла.

Вихревая структура для оптимального улучшения аэродинамических характеристик может быть специально сформирована профилированной пе-

редней кромкой крыла в зависимости от критической скорости, оптимального шага между вихреобразователями и в зависимости от особенностей профиля крыла и режимов обтекания, чисел Рейнольдса и Струхаля при колебаниях крыла.

Вихреобразование у передней кромки крыла может создавать эффект увеличения подъемной силы, увеличения подсасывающей силы, увеличение критического угла атаки, изменения продольного момента. Для достижения определенной цели необходимо использовать различную конфигурацию вихреобразователей, образуя из них «вихревой предкрылок».

Исследования малых возмущений на отрывные вихри крыла изучалось в работах [2, 3], способы управления отрывом потока с помощью вихреобразователей продольных вихрей защищены патентом[5].

Работы новосибирских ученых по изучению вихревых структур отрывных течений обобщены в диссертационной работе Павленко А.М.[4]. Обращено внимание, что отрывные вихри носят трехмерный крупномасштабный характер, что принципиально определяет физическую картину течения. В работе предложен метод локального воздействия на вихревую структуру отрывного течения выступами на верхней поверхности кромки крыла, приводящими к турбулизации потока а также локальный выдув внутри области срыва дискретных струй как способа дестабилизации вихревых структур отрывного течения. В результате утверждается, что выступы в виде ребер или конусов, а также точечный вдув препятствуют развитию поперечных вихрей в области срыва, что приводят к значительному изменению картины обтекания.

В работе польских ученых приводятся результаты влияния выдува дискретных струй на отрывные течения. Показаны основные зависимости $Cy=f(\alpha)$, $Cx=f(\alpha)$,$mz=f(\alpha)$, полученные в аэродинамический трубе при $Re=10^6$, M=0,05-0,1 для профиля NACA0012.

Результат исследований влияния вихреобразующих наплывов на передней кромке крыла, на интегральные аэродинамические характеристики БПЛА.

Исследование вихреобразователей на аэродинамические характеристики на больших углах атаки производилось в дозвуковых аэродинамических трубах в статическом и динамическом режимах изменения угла атаки.

В статическом режиме проведены весовые исследования различных видов вихреобразователей на передней кромке крыла в аэродинамической трубе УТАД-2 НАУ при скорости до 30 м/с, чисел $Re=2*10^5$. модель крыла размахом 400х150 мм, толщиной профиля с=16%.

Исследовались вихреобразователи при следующих характеристиках Рис 1. b=30-70%c , H=20-60%c, s=8-110%c. Характерно, что максимальное качество крыла с вихреобразователями не изменяется по сравнению с гладким крылом, что можно объяснить развитой подсасывающей силой на передней кромке. Моментные характеристики изменяются более стабильно.

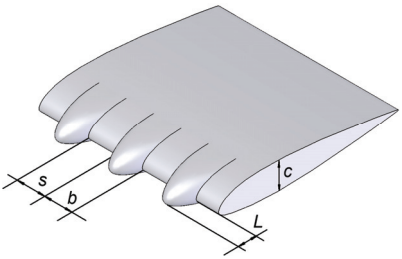


Рис.1. Вихреобразователи продольных вихрей на передней кромке крыла.

Основной интерес представляют весовые исследования модели легкого беспилотного самолета в аэродинамической трубе ТАД-2 НАУ (Рис.2) с размахом крыла 1,7 м. В полетной конфигурации поляра самолета с вихреобразователями без них представлена на Рис.3, а эффективность элеронов на больших углах атаки демонстрирует Рис.4.

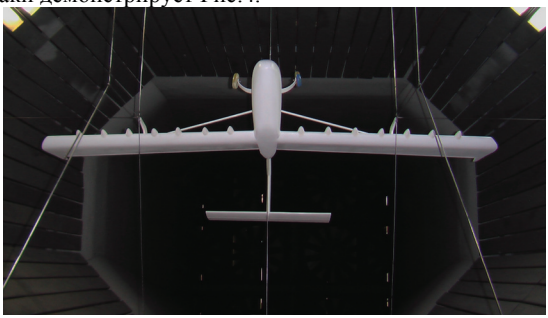


Рис.2. Модель БПЛА в аэродинамической трубе.

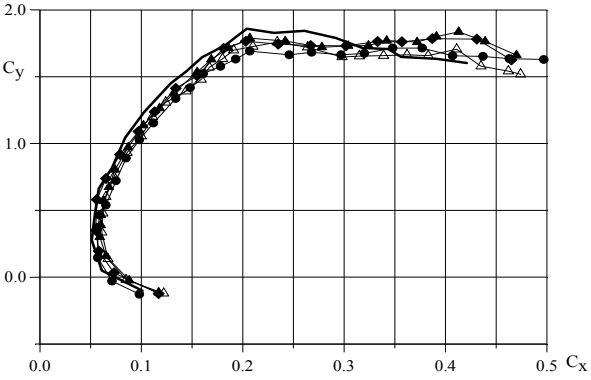


Рис.3.Поляры БПЛА. (—— - чистое крыло)

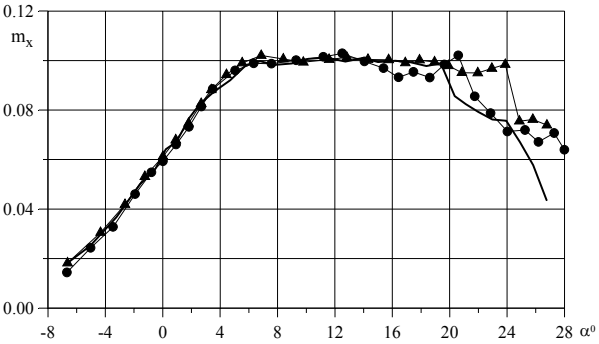


Рис.4. Эффективность элеронов при больших углах атаки.

Результаты, приведенные в Рис.3,4, получены при исследовании БПЛА с вихреобразователями укороченного вида показанными на Рис.1. Дальнейшее испытание вихреобразователя показало, что вихреобразователи с бо́льшим удлинением и установкой под углом атаки 10-15º вниз относительно хорды крыла более эффективны, а критический угол атаки достигает 30 º.

Оптимизация формы вихреобразователей и частота их установки по передней кромке является задачей формирования вихревого предкрылка БПЛА с учетом особенностей профиля крыла, чисел Рейнольдса и Струхаля.

Заключение

Вихреобразователи продольных вихрей оптимизированные в виде вихревого предкрылка являются высокоэффективным средством для увеличения критического угла атаки. Вихреобразователи не приводят к существенному изменению наивыгоднейшего угла атаки и аэродинамического качества. Вихреобразователи не передней кромке крыла перспективны для использования на беспилотных летательных аппаратах, эксплуатирующихся в турбулентной атмосфере.

Литература

1. Брыляков А.П., Жаркова Г.М., Занин Б.Ю. Отрыв потока на прямом крыле при повышении внешней турбулентности. Ученые записи ЦАГИ том XXXV, №1-2. 2004.

2. Бюшгенс Г.С. Аэродинамика и динамика полета магистральных самолетов. М.: Наука, Физматлит, 1995.

3. Andszej Krzysiak. Applikation of a new concept of air jet vortex generators for flow control. Transaction of the institute of aviation. Warszawa 2011.

4. Павленко А.М. Изучение вихревой структуры отрывных течений и методов управления отрывом на моделях крыльев при малых числах Рейнольдса. Автореферат диссертации. Новосибирск 2011.

5. Щербонос О.Г. Ударцев Є.П. Генератор вихорів. Патент України №67743. 2012.

УДК 629.735.33.015.3.025.1.016.82

Е.П. Ударцев, д.т.н. (НАУ,Украина,Киев)
С.И. Алексеенко (НАУ, Украина,Киев)

СТРУКТУРА ОТРЫВНЫХ ТЕЧЕНИЙ И УПРАВЛЕНИЕ ИМИ

В статье анализируется вихревая структура отрывных течений в градиентном потоке на верхней поверхности крыла при стационарном и нестационарном обтекании. Проведен обзор различных методов влияния на отрыв потока и обоснован метод управления отрывом потока с помощью генераторов продольных вихрей на передней кромке крыла.

Введение.

Отрывные явления на крыле с ростом угла атаки рассматриваются в настоящее время как совокупность вихрей, вызванных отрывом пограничного слоя, возникновением вихрей в результате вязко-невязкого взаимодействия и крупномасштабного турбулентного движения при динамическом (глобальном) отрыве потока.

При статическом исследовании крыловых профилей особенности поведения вихревых структур при увеличении и уменьшении угла атаки приводят к петлям гистерезиса в аэродинамических характеристиках [1], [2]. Интересно, что по данным визуализации структура течений изменится при одних и тех же углах атаки на внешних и внутренних ветвях гистерезиса. При наличии отклоненных закрылков в аэродинамических характеристиках появляется множественный гистерезис [3], возникает несимметричный отрыв.

При нестационарном колебательном движении крыла возникают вихревые структуры вызванные ускорением на передней и задней кромках крыла и в зависимости от динамики колебаний возникают динамические петли на летных углах атаки. [4].

Интересен отрыв потока, который возникает, на крыле, колеблющегося в условиях образования скачка уплотнения на передней кромке в трансзвуковом полете. Анализ изменения аэродинамических характеристик приведен в работе [5]. В роботе [6] анализируется изменение по времени аэродинамических характеристик профиля на больших углах атаки.

1.Поперечные вихри.

Классическая модель рассматривает отрыв потока на крыле большого удлинения как развитие поперечных вихрей. Отрывные поперечные вихри в натурных условиях движутся по поверхности крыла со скоростью достигающей половины скорости набегающего потока. Из анализа различных работ по исследованию развития динамического срыва, следует, что характеристики профилей крыла можно улучшить, если, повлиять на динамику вихреобразования. [5],[6].

Особенности отрывного обтекания профилей крыла вязким потоком существенно зависит от факторов, характеризующих поток: степень турбулентности, числа Рейнольдса, число Струхаля, степень неоднородности потока, особенности формирования пограничного слоя в зависимости от формы

носка профиля, степени шероховатости поверхности, градиента уменьшения давления.

Отмечено, что отличительной особенностью крупномасштабных поперечных вихрей, возникающих в области отрыва, является их высокая восприимчивость к внешним возмущениям [3]. Этот факт позволяет сформулировать перспективную методику борьбы с поперечными вихрями.

В работе [7] указано, что течения в области отрыва не двумерны, как принято считать в теории отрыва, а в случае глобального (динамического) срыва потока с передней кромки крыла на верхней поверхности внутри отрывной зоны существуют крупномасштабные вихри в форме грибообразных структур, вращающиеся в плоскости крыла и создающие перетекание потока в поперечном направлении. Полагают, что подобные образования являются следствием потери устойчивости вихревых структур.

2. Продольные вихри

Исследование влияние продольных вихрей на аэродинамические характеристики крыла интенсивно велось в 70-е годы прошлого века. В работе К. Федяевского [8] приведены результаты исследование треугольного крыла с наплывом. Обнаружено, что на крыле с изломом образуются два вихря: один от наплыва, второй от излома передней кромки крыла. Но самое интересное то, что скорость на оси вихря в направлении обтекания превышает скорость набегающего потока на 15 – 50 %. Аэродинамические характеристики крыла малого удлинения существенно улучшаются в зависимости от наплыва. Эффективность действия вихря на аэродинамические характеристики сохраняется, если вихрь достигает задней кромки крыла.

В монографии [9] приведены данные об исследованиях продольных вихрей порождаемых наплывами. Показано, что при воздействии продольного вихря увеличивается разряжение на крыле, повышается подъемная сила и увеличивается критический угол атаки. При углах атаки больше 14 градусов вихрь начинает разрушаться в области задней кромки и градиент подъемной силы уменьшается. Вихри ограничены по устойчивости и по длине. Разрушение вихря происходит с начала возрастание давления в ядре вихря. При разрушении вихрь резко распадается и происходит беспорядочное движение в возмущенном турбулентном течении – это явление именуют «взрыв вихря».

Интенсивность продольного вихреобразования зависит от формы наплыва и взаимодействия его с профилем крыла. Анализ формы наплывов приведен в цитируемой монографии [9]. Наиболее эффективны генераторы продольных вихрей «готической» формы. Площадь вихревых генераторов вида наплывов должна быть оптимизирована, как с точки зрения несущих свойств крыла, так и продольного момента.

3. Методы управления отрывом потока.

Управление отрывом потока рассматривается во множестве монографий и специальных статей [10, 11, 12, 13, 14].

Практическое применение нашли широко используемые на современных самолетах турбулизаторы. Они используются: для уменьшения скорости взлета и посадки на больших углах атаки; увеличения границ бафтинга крыла; улучшения характеристик горизонтального оперения; улучшения потока на

входе в двигатель, уменьшения интерференции крыла и гондол двигателей; улучшения характеристик при полете в турбулентной атмосфере. В последнее время появляются исследования струйных методов управления отрывным течением с подачей воздуха от компрессора или за счет перепада давления между нижней и верхней поверхностями крыла [7, 12]. В работе [12] показано влияние на отрыв различных скоростей выдува (57 – 122 м/с) струи через сопла, расположенные на определенном расстоянии по размаху крыла при числах М обдувки 0,05 – 0,1 и числах Re 0,6 – 1,12*10^6. В результате увеличивается подъемная сила и критический угол атаки (Cy_{max}= 0,14 – 0,078; $\Delta\alpha_{кр}$= 2 – 2,5^o). Предлагается также искусственное завихрение потока струями.

Для управления отрывом потока на крыле используют следующие методы:

- локализованное воздействие точечным источником возмущения в виде вдува воздуха внутри области отрыва;
- локальное воздействие выступов формы конуса или ребер, расположенных внутри области отрыва;
- искусственная турбулизация потока выступающими в поток различными формами – от струны до плиты и крылышек;
- изменение конфигурации передней кромки крыла;
- вибрационные воздействия на поток у передней кромки;
- создание продольных вихрей на профиле с помощью пересекающихся струй;
- завихрение потока у передней кромки с помощью отогнутых щитков;
- создание завихрения потока у передней кромки с помощью зубцов передней кромки, запилов и т. п.

В последнее время появились работы по активному воздействию на отрыв потока выдуваемых на поверхность крыла струй с различными скоростями, под различными углами в том числе струй создающих винтовое движение [13].

В работе [7] описаны методы управления отрывными вихрями с помощью вдува струй, возмущающих поток конусов, отклоняемых у передней кромки пластин, нарушающих устойчивость вихревых структур [14]. Достижения в управлении отрывом потока с помощью продольных вихрей изложены в работе [15].

Выводы: Перспективны исследования методов борьбы с отрывом поперечных вихрей с помощью продольных вихрей от вихрегенераторов на передней кромке крыла.

Динамика развития продольного вихря над профилем может бать представлена в виде математической модели винтового движения. Вихреобразователь на передней кромке ликвидирует глобальный отрыв, в результате чего значение критического угла атаки увеличеваться до 50% [16].

Список литературы

1.Краснов Н.Ф., Кошевой В.Н.,Калугин В.Т. Аеродинамика отрывных течений.- М.: Высш. шк. 1988-351с.

2.Ильяшенко Н.П., Корин И.В. Множественный гистерезис статических аэродинамических характеристик механизированного крыла ЦАГИ т.XXXV, №1-2, 2004р., 39-43с.

3. Брыляков А. П. и др. Отрыв потока на прямом крыле при повышенной внешней турбулентности, Ученые записки ЦАГИ №1,2, 2004 г, с. 53 – 56.

4.Шербонос О.Г. Розподіл нестаціонарного тиску на крилі з генераторами вихорів Авіаційна-космічна техніка і технологія.- Харків ХАІ. 2011.

5.Ударцев Є.П., Рибальченко О.С., Щербонос О.Г. Зміна аеродинамічних характеристик при нестаціонарному обтіканні профілю на великих кутах атаки. Вісник НАУ. 2008, №3(36) 28-31с.

6.Загорулько А.А. Швець О.В. Аеродинамічні характеристики профілю в нестаціонарному потоці. Вісник НАУ. 2006, №2(28) 101-105с.

7. Павленко А. М. Изучение вихревой структуры отрывных течений и методов управления отрывом на моделях крыльях при малых числах Рейнольдса. Реферат диссертации. Новосибирск 2010г.

8. Федяевский К. К., Федорова И. Б., Константинов Ю. И. Экспериментальное исследование особенностей обтекания крыла с изломом по передней кромке при малых скоростях. Ученые записки ЦАГИ, 1971, т. 11, № 4.

9. Аэродинамика, устойчивость и управляемость сверхзвуковых самолетов. Под редакцией Г. С. Бюшгенса. – М.: Наука, 1998.- 816 с.

10. Занин Б. Ю. Гистерезис отрывного обтекания модели прямого крыла при изменении скорости потока ПМТФ – 1997, т. 38, № 5.

11. Бойко А. В., Занин Б. Ю. Пространственная структура течений на крыловых профилях (обзор). Теплофизика и аэромеханика. – 1996, т.3, № 1.

12. Занин Б. Ю., Козлов В. В., Маврин О. В. О способе управления глобальным отрывом. Теплофизика и аэромеханика. – 1997. т. 4, № 4.

13. A. Krzysiak Aplication of a new concept of air jet vortex generators for flow control/ Transaction of the institute of aviation, №212/2011, 107 p.

14. Патент РФ № 2328411 Способ управления отрывом потока/ Занин Б. Ю., Козлов В. В., Зверков И. Д., Павленко А. М.; заявитель и патентообладатель ИТПМ СО РАН заявлено 07.07.2006; опубликовано 10.07.2008.

15.Ударцев Е.П., Щербонос А.Г., Швец А.В. Способ улучшения аэродинамических характеристик при дозвуковых скоростях с помощью вихреобразователей. Издание ХАИ, 2012г. 5с.

16.Патент України №67743. Генератор вихорів. Ударцев Є.П., Щербонос А.Г. заявник НАУ м.Київ 2012р.

УДК 533.692 : 533.6.011.3

И.А. Каленюк (ХАИ,Украина, Харьков)

АДАПТАЦИЯ КРЫЛА САМОЛЕТА К РЕЖИМУ ОБТЕКАНИЯ

Рассмотрен способ увеличения критического числа Маха для летательных аппаратов с помощью отклонения задней кромки крыла. Показано, что отклонение задней кромки крыла позволит увеличивать критическое число Маха до ~ 4,5%.

Введение. В настоящее время продолжается борьба за повышение критического числа Маха $M^*_{кр}$ летательных аппаратов. Рассматривая вопрос о повышении $M^*_{кр}$, фактором, определяющим $M^*_{кр}$, является течение в области задней кромки сверхкритического профиля и крыла конечного размаха, что обусловлено особенностями геометрии профиля, т.к. положение максимальной кривизны профиля находится в области его задней кромки, что, в свою очередь, существенно влияет на аэродинамические характеристики и $M^*_{кр}$.

Одним из подходов увеличения $M^*_{кр}$ является концепция адаптивного крыла. Применение «фиксированного» изменения кривизны профиля увеличивает аэродинамическое качество и расширяет диапазон режимов полета, ограниченный бафтингом и дивергенцией крыла. Однако для адаптивного крыла гибкая обшивка, которую предполагается использовать для изменения кривизны по хорде и размаху крыла, при современном уровне технологий не может быть изготовлена. Поэтому для обеспечения необходимой кривизны профиля могут быть использованы поверхности управления и механизации крыла. Разделение задней кромки крыла на сегменты позволит варьировать его кривизну профиля по размаху. Увеличение $M^*_{кр}$ возможно путем уплощения верхней дужки профиля, с одновременной подрезкой его нижней дужки в области задней кромки для сохранения потребного значения Y_a. Достижение такого эффекта на крыле конечного размаха возможен путем отклонения механизации задней кромки (закрылков, элеронов и т.п.) на углы $\delta_з < 0°$, при этом будет сглаживаться верхняя поверхность крыла, и «автоматически» увеличиваться подрезка на его нижней поверхности.

Геометрические характеристики крыла конечного размаха. Рассматривается квазистационарное нелинейное обтекание жесткого крыла потоком вязкого сжимаемого газа в диапазоне чисел Маха $0{,}5 \le M_\infty \le 0{,}8$. Результаты расчетов были получены при решении осредненных по методу Рейнольдса уравнений Навье – Стокса, с использованием уравнения для модели турбулентности Спаларта – Аллмараса для замыкания системы уравнений. Исследовались отклонения 0,25b задней кромки для углов отклонения $\delta_з = 0°$, $\delta_з = -3°$, $\delta_з = -5°$.

Крыло набрано из профилей типа П – 301 [1] со стреловидностью по передней кромке $\chi_{ПК} = 26^\circ$. Крыло смоделировано с геометрической круткой $\varphi_o = 0^\circ$, $\varphi_k = -3^\circ$, $\psi = 0^\circ$.

В исследованиях аэродинамических характеристик крыла при $\delta_з = var$ щель между крылом и механизацией задней кромки не моделировалась. Задняя кромка в исследованиях отклонялась по всему размаху крыла.

Моментные характеристики получены относительно точки приведения, расположенной в носке корневой хорды b_o.

Проверка достоверности получаемых результатов. Для проверки достоверности получаемых результатов проводится сопоставление результатов расчета с экспериментальными данными, либо, когда нет экспериментальных данных, с результатами расчетов других авторов, использующих другие методы расчета. Сопоставление аэродинамических характеристик исследуемого крыла при $\delta_з = 0^\circ$ проведено с результатами, полученными Ерёменко С. М. по методу дискретных вихрей [2] (рис. 1).

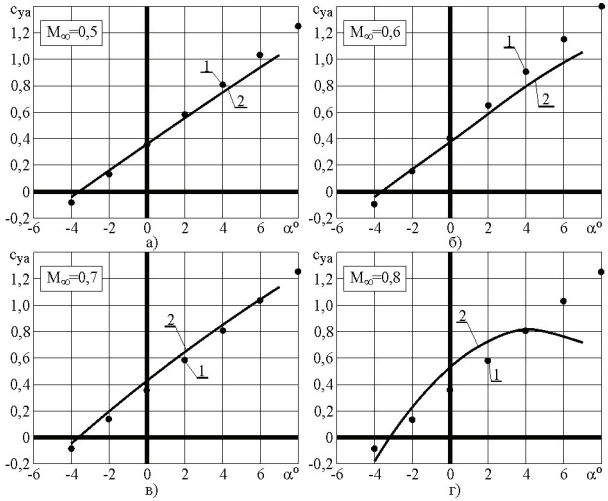
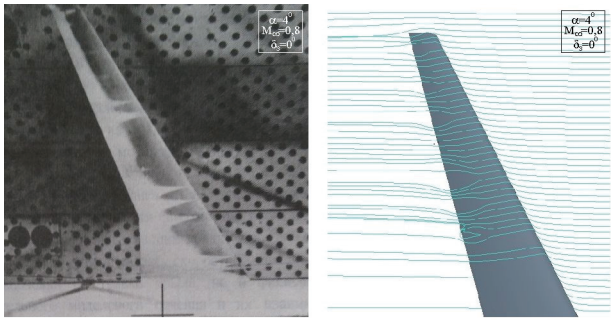


Рисунок 1 – Сопоставление экспериментальных данных:
1 – расчет по методу дискретных вихрей; 2 – расчет автора

Из рис. 1 видно хорошее согласование данных. Рассогласование по $c_{ya}(\alpha)$ при $M_\infty = 0{,}8$ связано с тем, что МДВ позволяет рассчитывать аэродинамические характеристики только в идеальной несжимаемой жидкости, кроме того, в расчетах по МДВ не моделировалось отрывное обтекание крыла, что наблюдается на $M_\infty = 0{,}8$ при волновом отрыве потока с верхней поверхности крыла. Учет сжимаемости в результатах, полученных по МДВ, выполнен по (1):

$$c_{ya} = \frac{c_{ya_{несж}}}{\sqrt{1 - M_\infty^2}}, \qquad (1)$$

Одним из подтверждений достоверности получаемых данных является сопоставление картины течения, полученной при $M_\infty = 0{,}8$ и $\alpha = 4^\circ$ для докритического обтекания сверхкритического крыла ($\chi = 30^\circ$, $\lambda = 9{,}6$) в трубе Т – 106 ЦАГИ [3] (рис. 2, а) при помощи жидкой пленки с результатами численного эксперимента (рис. 2, б).



а) б)

Рисунок 2 – Сопоставление картины течения:
а) визуализация течения пленочным методом; б) линии тока – расчет автора

Из этого, можно утверждать о работоспособности разработанной методики расчета аэродинамических характеристик крыла конечного размаха.

Увеличение критического числа Маха. На рис. 3 представлена зависимость $c_{xo}(M_\infty)$ для различных углов отклонения задней кромки крыла.

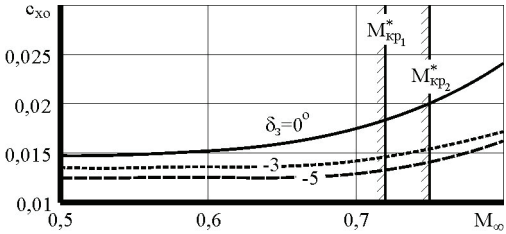


Рисунок 3 – Зависимость $c_{xo}(M_\infty)$

Видно, что отклонение задней кромки крыла приводит к затягиванию волнового кризиса, а, следовательно, к увеличению $M^*_{кр}$, критерием опреде-

ления которого является $M^*_{кр} = \frac{dc_{xo}}{dM_\infty} = 0{,}1$. Исходя из этого, определен диапазон углов отклонения задней кромки крыла с целью увеличения его $M^*_{кр}$.

На рис. 4 представлен предполагаемый диапазон отклонения задней кромки $\delta_з(M_\infty)$, с учетом $M^*_{кр}$.

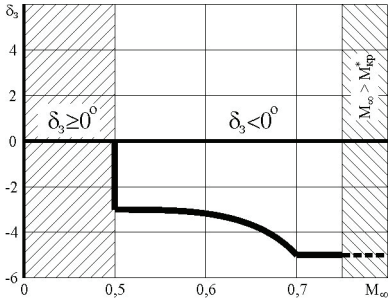


Рисунок 4 – Зависимость $\delta_з(M_\infty)$

Отклонение механизации на углы $\delta_з < 0°$ позволило увеличить критическое число Маха на ~4,5%.

Выводы

1. Отклонение механизации задней кромки крыла конечного размаха в диапазоне углов $0° < \delta_з < -5°$ позволяет увеличить $M^*_{кр}$ на ~ 4,5%, аэродинамическое качество на ~ 20% в предполагаемом диапазоне полетных углов α и чисел $0{,}5 \le M_\infty \le 0{,}8$.

2. Рассмотренный подход к увеличению $M^*_{кр}$ позволит повысить летно-технические характеристики серийных летательных аппаратов, без их существенной модернизации, а также перспективных летательных аппаратов.

Список литературы

1. http://www.reaa.ru/cgi-bin/yabb/YaBB.pl?num=1180372614/90

2. Белоцерковский С.М. Отрывное и безотрывное обтекание тонких крыльев идеальной жидкостью / С.М. Белоцерковский, М.И. Ништ. – М.: Наука, 1978. – 352 с.

3. Аэродинамика и динамика полета магистральных самолетов. Под редакцией Г.С. Бюшгенса. - ЦАГИ. Москва – Пекин, 1995. – 772 с.

УДК 629.735.016:3:629-7:014-519(045)

Є.С. Плахотнюк (НАУ, Україна, м.Київ)

МАКСИМАЛЬНА ДАЛЬНІСТЬ ТА ТРИВАЛІСТЬ ПОЛЬОТУ

Максимальна дальність польоту при обмеженій кількості палива залежить від мінімізації його витрат під час польоту. Така мінімізація вимагає як урахування льотно-технічних характеристик даного безпілотного літального апарату, так і метеорологічних умов польоту.

Для випадку польоту літака із пропелерним пропульсивним комплексом на максимальну тривалість та максимальну дальність горизонтального польоту, замість реактивної сили ракетного двигуна, записаної у вигляді [5]:

$$\Phi = -\frac{dM}{dt} \cdot V_r = mV_r,$$

де $M(t)$ – маса об'єкту у даний момент часу t, m – секундна витрата маси палива; у рівняннях руху центру мас повітряного судна у проекції на дотичну до траєкторії отримуємо тягу пропелерів:

$$P = -\eta_{\text{н}} \frac{dm}{dt},$$

де $\eta_{\text{н}}$ – коефіцієнт пропорційності тяги пропелерів секундній витраті маси палива, m – маса літального апарату.

Наступною характеристикою основних сил та припущень у постановці, що розглядається буде нехтування силами інерції, правомірне через незначні зміни швидкостей польоту при достатньо тривалому його часі (тобто дотичні прискорення є незначними).

Таким чином, у даному випадку для грубої, спрощеної постановки задачі отримуємо диференційні рівняння руху центру мас літака у проекціях на дотичну та нормаль до траєкторії у вигляді:

$$0 = P - R = -\eta_{\text{н}} \frac{dm}{dt} - C_x \frac{\rho v^2}{2} S,$$

$$0 = -G + Y = -mg + C_y \frac{\rho v^2}{2} S,$$

де R – аеродинамічна сила лобового опору, C_x – коефіцієнт сили лобового опору, G – сила тяжіння, Y – аеродинамічна підйомна сила, C_y – коефіцієнт підйомної сили.

Коефіцієнт $\eta_{\text{н}}$ оцінимо через вираз:

$$\eta_{\text{н}} = \eta \frac{Q}{v},$$

де η – коефіцієнт корисної дії пропульсивного комплексу, Q – нижча теплота згоряння палива за його робочою масою.

Коефіцієнт C_x грубо оцінимо через традиційне рівняння параболічної поляри [4]:

$$C_x = C_{x_0} + bC_y^n = C_{x_0} + \frac{C_y^2}{\pi\lambda},$$

де λ – коефіцієнт ефективного видовження крила.

Тоді із диференційних рівнянь руху отримаємо вирази для диференціалів тривалості (часу) та дальності (відстані):

$$dt = -\frac{2\eta Q\rho vS}{C_{x_0}\left(\rho v^2 S\right)^2 + b(2mg)^2}dm, \qquad dL = -\frac{2\eta Q\rho v^2 S}{C_{x_0}\left(\rho v^2 S\right)^2 + b(2mg)^2}dm.$$

Відповідні інтеграли тривалості та дальності польоту

$$T = \int_{M_0}^{M_E} -\frac{2\eta Q\rho vS}{C_{x_0}\left(\rho v^2 S\right)^2 + b(2mg)^2}dm,$$

$$L = \int_{M_0}^{M_E} -\frac{2\eta Q\rho v^2 S}{C_{x_0}\left(\rho v^2 S\right)^2 + b(2mg)^2}dm.$$

де M_E – маса літального апарату у кінці активної ділянки польоту.

Визначення $v = v(m)$ з функціоналів з математичної точки зору є найпростішою задачею варіаційного обчислення, котра має розв'язками відповідно оптимальну швидкість при польоті на максимальну тривалість:

$$v_T(m) = \sqrt[4]{\frac{4}{3}\frac{bm^2g^2}{C_{x_0}\rho^2 S^2}},$$

та оптимальну швидкість при польоті на максимальну дальність:

$$v_L(m) = \sqrt[4]{4\frac{bm^2g^2}{C_{x_0}\rho^2 S^2}}.$$

Розв'язки повністю відповідають теоретичним висновкам робіт [4, 5], для частинного випадку, якщо $n = 2$, то [5]:

$$(v_0)_{L_{\max}} = \sqrt[4]{3}(v_0)_{T_{\max}}.$$

З виразу для похідної:

$$\frac{dm}{dt} = -\frac{C_{x_0}\left(\rho v^2 S\right)^2 + b(2mg)^2}{2\eta Q\rho vS},$$

підставляючи до нього відповідні розв'язки, інтегруванням знаходимо оптимальні закони зміни маси як функції від часу для відповідних функціоналів у вигляді

$$m_T(t)=\frac{M_0}{\left(\left(\frac{4}{3}\right)^{\frac{3}{4}}\frac{\sqrt[4]{C_{x_0}}\left(bg^2\right)^{\frac{3}{4}}}{\eta Q\sqrt{\rho S}}t\sqrt{M_0}+1\right)^2},$$

$$m_L(t)=\frac{M_0}{\left(\sqrt{2}\frac{\sqrt[4]{C_{x_0}}\left(bg^2\right)^{\frac{3}{4}}}{\eta Q\sqrt{\rho S}}t\sqrt{M_0}+1\right)^2}.$$

Підставляючи отримуємо відповідні закони зміни швидкості польоту у функції від часу:

$$v_T\left[m_T(t)\right]=\sqrt[4]{\frac{4}{3}\frac{bm_T(t)^2g^2}{C_{x_0}\rho^2S^2}}=v_T(t),$$

та оптимальну швидкість при польоті на максимальну дальність:

$$v_L\left[m_L(t)\right]=\sqrt[4]{4\frac{bm_L(t)^2g^2}{C_{x_0}\rho^2S^2}}=v_L(t).$$

Зрештою, підставляючи екстремалі, оптимальні швидкості, як функції від маси, до інтегралів визначимо максимальну тривалість та максимальну дальність польоту, а також відповідно дальність при максимальній тривалості та тривалість при максимальній дальності:

$$T_{\max}=\left(\frac{3}{4}\right)^{\frac{3}{4}}\frac{\eta Q\sqrt{\rho S}}{2\sqrt[4]{C_{x_0}}\left[bg^2\right]^{\frac{3}{4}}}\left(\frac{1}{\sqrt{M_E}}-\frac{1}{\sqrt{M_0}}\right).$$

$$L_{\max}=\frac{\eta Q}{2g\sqrt{bC_{x_0}}}\ln\left(\frac{M_0}{M_E}\right).$$

$$L\big|_{T_{\max}}=\frac{\eta Q}{4g}\sqrt{\frac{3}{bC_{x_0}}}\ln\left(\frac{M_0}{M_E}\right).$$

$$T\big|_{L_{\max}}=\frac{\eta Q\sqrt{\rho S}}{\sqrt{2}g^{\frac{3}{2}}b^{\frac{3}{4}}\sqrt[4]{C_{x_0}}}\left(\frac{1}{\sqrt{M_E}}-\frac{1}{\sqrt{M_0}}\right).$$

При змінній верхній границі інтегрування отримуємо відповідно функції тривалості (часу) та дальності (відстані) польоту на потрібному режимі як функції від маси літаючого об'єкту.

Для порівняння, при постійній швидкості польоту зміну маси літака у часі дістаємо з диференційного рівняння, котре має відомий розв'язок [5]:

$$m(t) = \sqrt{\frac{a_1}{b_1}}\,\mathrm{tg}\left[\mathrm{arctg}\left(M_0\sqrt{\frac{b_1}{a_1}}\right) - t\sqrt{a_1 b_1}\right].$$

де a_1, b_1 – відповідні константи:

$$a_1 = \frac{C_{x_0}\rho S v^3}{2\eta Q}, \qquad b_1 = \frac{2bg^2}{\eta Q \rho S v}.$$

За даними продувок $C_{x_0} = 0.036$, $\rho = 1.225$ кг/м^3, $S = 3.34$ м^2, $v = 17.1$ м/с. Прийнявши $\eta = 0.3$, $Q = 42\,707 \cdot 10^3$ Дж/кг, $M_0 = 150$ кг, $M_E = 102$ кг, отримуємо розв'язок рівняння.

За прийнятих умов та наведених припущень виграш від оптимізації складає за часом менше 1 %, за відстанню – приблизно 6.5 %.

Автор висловлює подяку Касьянову В.О. та Гончаренко А.В. за надану допомогу та матеріали в написанні статті.

Висновки:

Наведений числовий експеримент дозволяє поки що досить грубо оцінити ефект та дійти висновку, що, за умов зроблених спрощуючих припущень, літак фактично здатен виконувати горизонтальні польоти з максимальною тривалістю. Але при патрулюванні певних ділянок маршруту, скоріш за все, їх доведеться інколи долати й у режимі польоту на максимальну дальність, тому сумарний ефект від оптимізації може бути досить значний.

Список літератури

1. *Касьянов В.А.* Моделирование полета: монография / В.А. Касьянов. – К.: НАУ, 2004. – 400 с.

2. *Касьянов В.А.* Определение характеристики воздушных судов методами идентификации: монография / В.А. Касьянов, Е.П. Ударцев. – М.: Машиностроение, 1988. – 176 с.

3. *Ударцев Е.П.* Эксплуатационная аэродинамика. Траекторные задачи: учебное пособие / Е.П. Ударцев , А.М. Переверзев, С.А. Ищенко. – К.: КМУГА, 1998. – 136 с.

4. *Космодемьянский А.А.* Курс теоретической механики. Часть I / А.А. Космодемьянский. – М.: Просвещение, 1965. – 538 с.

5. *Космодемьянский А.А.* Курс теоретической механики. Часть II / А.А. Космодемьянский. – М.: Просвещение, 1966. – 398 с.

УДК 629.735.33

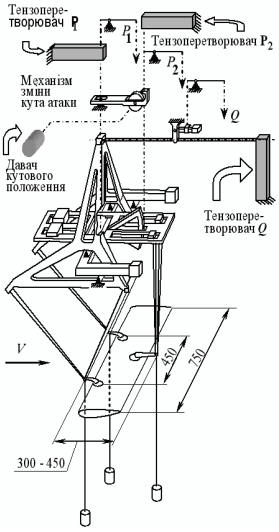
О.В. Бондар (НАУ, Україна, м.Київ)

ДОСЛІДЖЕННЯ АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ПРОФІЛЮ В АЕРОДИНАМІЧНІЙ ТРУБІ УТАД-2 НАУ ПРИ КУТАХ АТАКИ $0 \div 360^0$

В роботі розглянуто результати експериментальних досліджень по визначенню залежностей коефіцієнтів підіймальної, сили лобового опору та коефіцієнту повздовжнього моменту від кута атаки профілю в повному діапазоні кутів повітряного потоку, що набігає.

УТАД-2 НАУ є замкненою атмосферною аеродинамічно трубою з відкритою робочою частиною еліптичного перетину та обладнана зовнішніми 3-компонентними рейтерними аеродинамічними вагами, встановленими над робочою частиною рис.1 а. Кінематичну схему ваг наведено на рис.1. б.

а)



б)

Рис.1 Загальний вигляд робочої частини та кінематична схема ваг УТАД- 2 НАУ

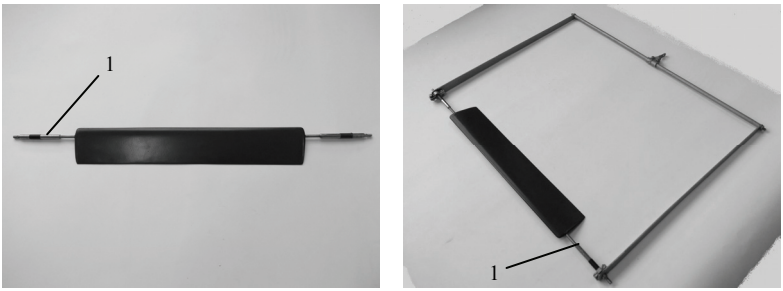
Ваги забезпечують вимірювання трьох компонент від повної аеродинамічної сили у вертикальній площині, а також компенсацію ваги об'єкта та контрвантажів. Для зміни кута атаки ваги обладнані вбудованим альфа-механізмом з діапазоном альфа = -20^o ... $+40^o$. Відлік кута атаки ведеться по лімбу альфа-механізму. Система вимірювань дозволяє отримувати залежності коефіцієнтів c_x, c_y, m_z як функцію від кута атаки α у напівзв'язаній системі координат. Ваги можуть використовуватися як у режимі ручного урівноважування, так і у складі автоматизованої системи збирання та обробки інформації, котра була використана в даному експерименті.

Для визначення зазначених характеристик була виготовлена модель профілю, за основу взято профіль геометричні характеристики якого наведені в таблиці 1.

Таблиця 1

x (мм)	ув(мм)	ун(мм)	уср(мм)	h(мм)
0	0	0	0	0
0,625	1,335	-0,615	0,385	1,95
1,25	1,805	-0,855	0,475	2,66
2,5	2,455	-1,13	0,665	3,585
3,75	2,9	-1,305	0,8	4,205
5	3,215	-1,46	0,875	4,675
7,5	3,595	-1,75	0,925	5,345
10	3,75	-1,985	0,885	5,735
12,5	3,8	-2,14	0,83	5,94
15	3,775	-2,23	0,77	6,005
20	3,57	-2,24	0,665	5,81
25	3,205	-2,085	0,56	5,29
30	2,735	-1,835	0,45	4,57
35	2,18	-1,5	0,34	3,68
40	1,54	-1,08	0,23	2,62
45	0,84	-0,615	0,115	1,355
47,5	0,46	-0,35	0,055	0,81
50	0	0	0	0

В таблиці 1 координати профілю задані в зв'язаній системі координат, початок в точці перетину хорди та носка профілю, вісь Ох співпадає з хордою, вісь Оу направлено до верхньої частини профілю. Модель профілю має прямокутну форму в плані, виготовлена з склонитки, склотканини та епоксидної смоли. Конструктивно модель представляє собою повністю композитний виріб. Розміри моделі складають 0,3 (м) за розмахом та 0,05 (м) по хорді профілю. Закінцівки моделі були закруглені по способу прийнятому в ЦАГІ: радіус заокруглення рівний половині товщини профілю в даному місці хорди. Видовження моделі відповідно рівне $\lambda = 6$. Вигляд виготовленої моделі профілю показано на рис.2а, на рис.2б показано виготовлену підвіску з встановленою моделлю, де 1 позначено вісь відносно якої виконувалась перестановка моделі.



а) б)

Рис.2 Загальний вигляд підвіски та моделі профілю

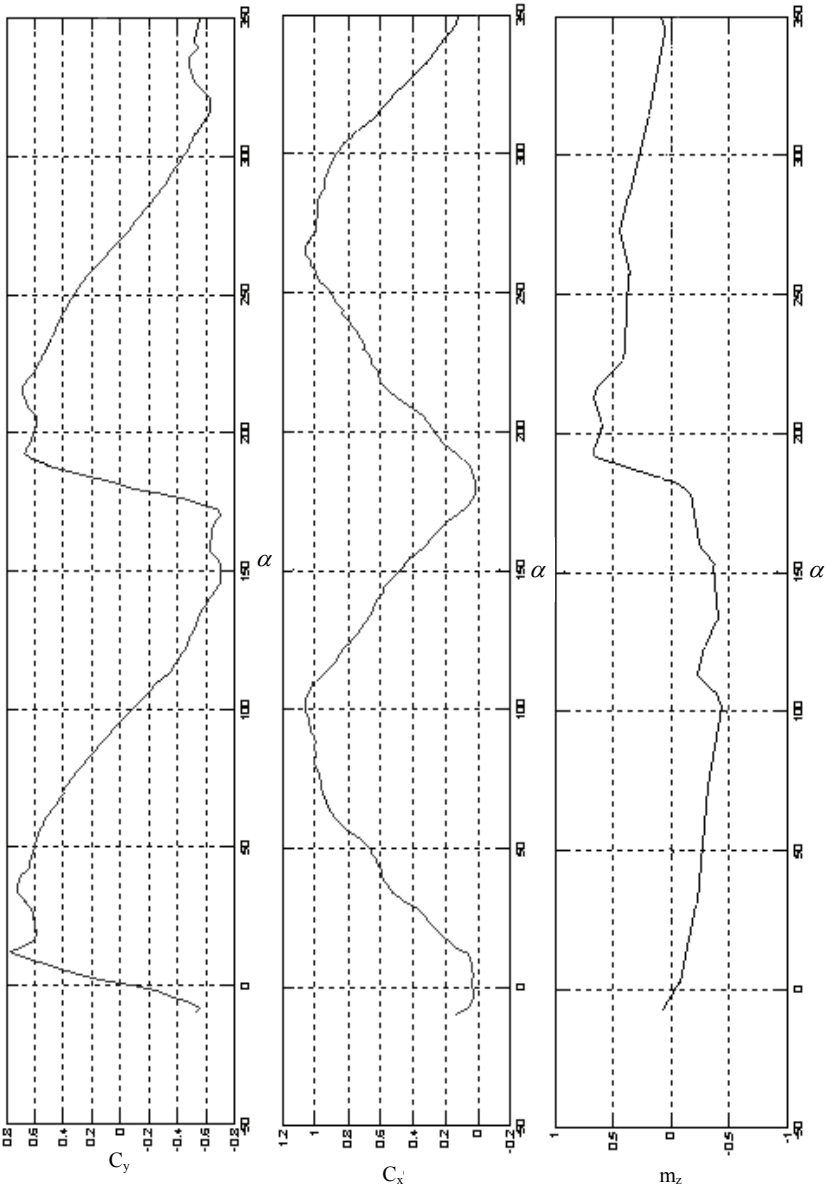


Рис.3 Залежність коефіцієнтів підіймальної, сили лобового опору та повздовжнього моменту від кута атаки

Експеримент проводився по методам прийнятим для УТАД-2 НАУ. Загальний вигляд автоматизованого експериментального обладнання з встановленою підвіскою з моделлю на ваги УТАД-2 НАУ показано на рис.4.

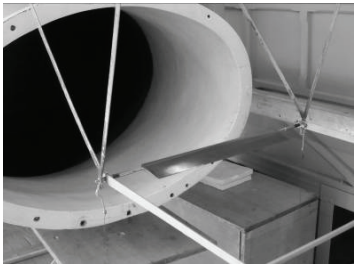


Рис.4 Загальний вигляд експериментального обладнання та встановленої підвіски з моделлю на ваги УТАД-2 НАУ

Як було зазначено ваги обладнані вбудованим альфа-механізмом, тому для забезпечення обдувки профілю в діапазоні 0^o - 360^o було виготовлено спеціальну підвіска для моделі профілю (рис.2б), котра дозволяла виконувати перестановику моделі профілю відносно підвіски з Δ 40^o. Це дозволило при дев'яти окремих встановленнях моделі на вагах провести експеримент в повному обсязі діапазону кутів атаки. На протязі кожного з дев'яти етапів експерименту за допомогою ваг проводилось вимірювання підіймальної сили Y, сили лобового опору X, моменту Mz та визначались залежності $c_y = f(\alpha)$, $c_x = f(\alpha)$, $m_z = f(\alpha)$.

Результати експериментальних досліджень моделі профілю по визначенню характеристик $c_y = f(\alpha)$, $c_x = f(\alpha)$, $m_z = f(\alpha)$ наведені на рис.3. Отримані результати були скореговані на вплив підвіски та поправки аеродинамічної труби. Дослідження проводилось при швидкості V=25(м/с), що відповідає числу Рейнольдса $Re=0.86x10^5$.

Висновки: аналіз отриманих результатів по обдувці моделі профілю в аеродинамічній трубі УТАД-2 НАУ при зміні кута атаки 0^o - 360^o показав, що при переході через кут рівний 180^o криві $c_y = f(\alpha)$, $m_z = f(\alpha)$ змінюють свій характер; похідна c_y^{α} також помітно змінюється; величина максимального значення коефіцієнту підіймальної сили при обтіканні повітряним потоком з боку задньої кромки менше ніж при обтіканні збоку передньої; мінімальне значення лобового опору профілю при обтіканні з боку задньої кромки більше ніж з боку передньої.

Список літератури

1. Д.С. Горшенин, А.К. Мартынов. Руководство к практическим занятиям в аэродинамической лаборатории. – М.: Машиностроение, 1967. – 224с.

2. С.М. Горлин, И.И.Слезингер. Аэромеханические измерения (методы и приборы). – М.: Наука, 1964. – 720 с.

3. http://wt.nau.edu.ua/

УДК 532.574.2

О.О. Жданов (НАУ, Україна, Київ)

ДОСЛІДЖЕННЯ МОЖЛИВОСТЕЙ ВИМІРЮВАННЯ ХАРАКТЕРИСТИК ПОТОКУ СКЛАДЕНИМИ ТРУБЧАСТИМИ НАСАДКАМИ

Створена установка для дослідження характеристик приймачів повітряного тиску(ППТ). Створені трубчасті насадки ППТ різної конструкції. Проведені дослідження їх характеристик. Визначені калібрувальні характеристики приймачів повітряного тиску.

Розробка методів та засобів оцінки напрямку та значення величини швидкості потоку являється актуальною задачею при проведенні експериментів з дослідження характеристик течій. На сьогоднішній день існують різні методи визначення параметрів повітряного потоку[1; 2]. В цій роботі мова йде про достатньо простий та надійний, але в той же час дешевий, в порівнянні з термоанемометрією або лазерною анемометрією, пневмометричний метод вимірювання. Метод реалізується за допомогою приймача повітряного тиску у вигляді комбінації циліндричних трубок із скошеними краями. Була зроблена спроба оцінки можливості використання комбінованих трубчатих насадків для вирішення поставленої задачі. Досліджується вплив кута зрізу окремих трубок насадків та їх орієнтації на оцінку напрямку потоку. Трубки, з яких виготовлялися насадки, мали зовнішній діаметр 2,5 мм з товщиною стінки 0,25 мм.

На рис.1 показані досліджені комбінації трубок в насадках: а) дві трубки мають кут зрізу 30º; б) дві трубки мають кут зрізу 45º; в) одна трубка має зріз 45º, друга 90º.

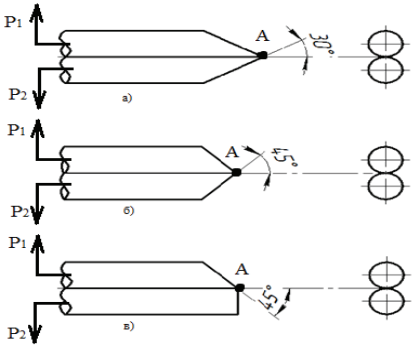


Рис. 1 Розташування трубок та їх зріз в досліджуваних насадках

Значення тиску P1 та P2 вимірювались датчиками MPXV5004G фірми Freescale Semiconductor (США).

Було створено координатний пристрій, який дозволив змінювати кут атаки α в діапазоні від -25º до 25º та кут ковзання β насадка в діапазоні від - 90º

до 90º відносно точки А насадка (див. рис. 1). Фото установки під час проведення експерименту наведено на рис. 2. Цей пристрій дозволив фіксувати значення кута установки насадка з похибкою 0,5º.

Дослідження виконувались в аеродинамічній трубі УТАД-2 НАУ України. Це труба замкнутого типу з відкритою робочою частиною, яка має перетин у формі еліпсу з осями 0,77 м х 0,42 м і довжиною 0,9 м. Швидкість повітряного потоку може бути задана в межах $0 \div 30$ м/с.

В процесі проведення експериментів здійснювалась цифрова реєстрація значення тиску в трубках Р1 та Р2 та у форкамері труби.

Рис. 2 Установка для проведення експерименту

Програма експерименту побудована наступним чином:

- на координатний пристрій закріплювався відповідний насадок (див. рис. 1, а, б, в) та виконувались відхилення його від вісі потоку з кроком 5º в діапазоні кутів ± 90º;
- швидкість потоку в експериментах мінялась дискретно від 10 до 25 м/с з кроком 5 м/с;

по отриманих значеннях Р1 та Р2 розраховувались оцінки безрозмірного коефіцієнта

$$K = \frac{P_1 - P_2}{[P_1, P_2]_{\max}}$$

розрахунки виконувались для поточного кута установки насадка;

будувалась функціональна залежність $K=f(\beta)$ для розглянутих комбінацій насадків та робились висновки щодо можливості їх застосування.

На рис. 3 наведена залежність безрозмірного коефіцієнта К від кута β для насадки зі зрізом трубок в 30º. Як видно з графіку, лінійна залежність між кутом β та коефіцієнтом К знаходиться в діапазоні кутів $\beta = \pm 11º$. Таким чином насадок дозволяє оцінювати напрям потоку в діапазоні ± 11º, якщо використовувати тільки лінійну ділянку графіку.

На рис. 4 показана залежність безрозмірного коефіцієнта К від β для

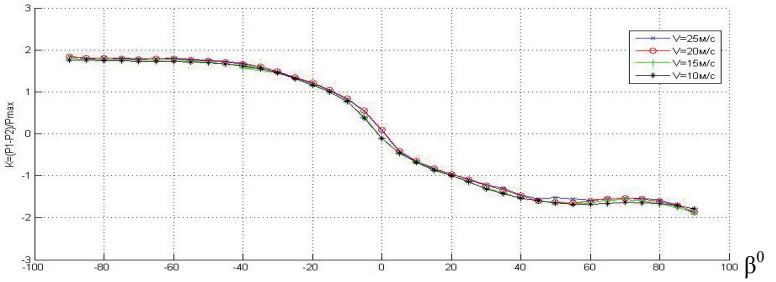


Рис. 3 Калібрувальний графік для насадку з кутом зрізу в 30º

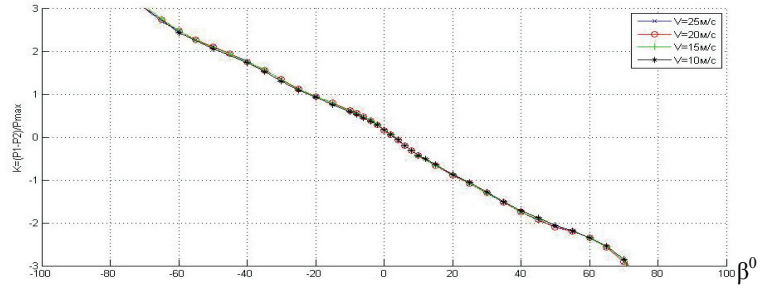


Рис. 4 Калібрувальний графік для насадку з кутом зрізу в 45º

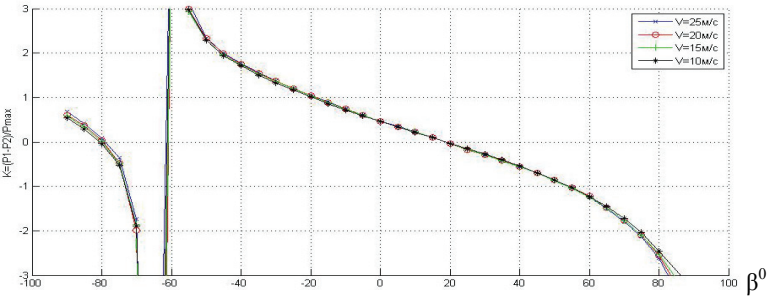


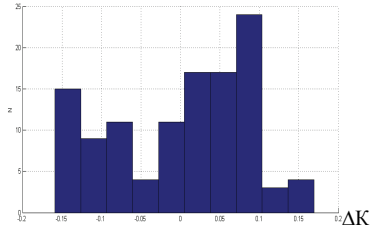
Рис. 5 Калібрувальний графік для насадку з кутами зрізу в 45º та 90º

насадку, в якого трубки мають зріз під кутом 45º. Близька до лінійної ділянка залежності має місце в діапазоні кутів $\beta = \pm 70º$.

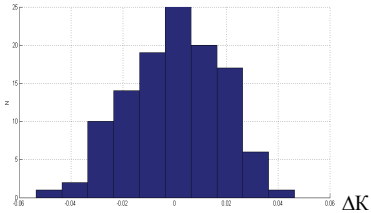
Залежність коефіцієнта К від кута β для насадку, в якого одна трубка має зріз під кутом 45º, а друга під кутом 90º представлена на рис. 5. Як видно з графічної залежності, коефіцієнт К міняє знак при кутах $\beta < -60º$, що обумовлено розташуванням площини трубки з кутом зрізу в 45º до потоку під кутом, при якому відбувається зміна значення тиску в трубці на від'ємне. Цей

процес наглядно показаний при кутах -80º □ β □ -60º. Лінійність залежності К= *f(β)* знаходиться в діапазоні кутів -20º <β□ 60º.

Апроксимація калібрувальних залежностей поліномами дозволяє суттєво розширити діапазон вимірюваних кутів натікання повітряного потоку і підвищити точність вимірювань. На рис. 6 показані гістограми [3] розподілу похибок визначення кутів повітряного потоку при апроксимації калібрувальної характеристики лінійною залежністю і поліномом 10-го ступеня для насадка вар. 1,б в діапазоні кутів β = ± 60º. При застосуванні полінома 10-го ступеня закон розподілу похибок приймає вигляд нормального закону, а сама похибка є випадковою. Форма самої калібрувальної залежності є наслідком конструктивних особливостей насадку, його аеродинамічних характеристик і прийнятої формули визначення калібрувального коефіцієнту. Величина відносної приведеної похибки вимірювання склала 2% для полінома 10-го ступеня, а для лінійної апроксимації 7,5%.



а)



б)

Рис. 6 Гістограма розподілу похибок апроксимації коефіцієнту К: а) – поліномом 1-го ступеня; б) – поліномом 10-го ступеня.

Висновоки: проведений експеримент показав, що серед досліджених насадків найбільш придатним для вимірювання кута натікання потоку є насадок, утворений комбінацією двох трубок, які мають зрізи в 45º. Така комбінація дозволяє визначити кут натікання потоку в діапазоні β = ± 60º. Застосування сучасного інформаційно-вимірювального обладнання розширює можливості використання пневмометрії для визначення параметрів повітряного потоку в трубному експерименті. Створений пристрій буде використовуватися для калібрування трубчастих приймачів повітряного тиску в подальших експериментах з визначення структури та параметрів повітряного потоку навколо тіл обтікання.

Список літератури

1. С.М. Горлин, И.И.Слезингер. Аэромеханические измерения (методы и приборы). – М.: Наука, 1964. – 720 с.

2. Д.С. Горшенин, А.К. Мартынов. Руководство к практическим занятиям в аэродинамической лаборатории. – М.: Машиностроение, 1967. – 224с.

3. Дж. Бендат, А. Пирсол. Прикладной анализ случайных данных. – М.: Мир, 1989. – 540с.

УДК 629.735

И.С. Кривохатько, В. В. Сухов, д. т. н. (Национальный технический университет Украины «Киевский политехнический институт», Украина, Киев)

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ УГЛА ПОПЕРЕЧНОГО V КРЫЛА НА АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА СХЕМЫ «ТАНДЕМ»

В статье рассмотрены результаты экспериментальных исследований в аэродинамической трубе влияния угла поперечного V заднего крыла на продольные аэродинамические характеристики модели беспилотного летательного аппарата схемы «тандем».

В последнее десятилетие распространение среди малых беспилотных летательных аппаратов (особенно, раскладывающихся после старта) приобрела схема «тандем»[1].

При этом аэродинамика схемы «тандем» исследована в значительно меньшей степени, чем традиционной схемы. В частности интерес представляет влияние угла поперечного V одного из крыльев на максимальное аэродинамическое качество летательного аппарата. На качественном уровне имеются рекомендации по созданию и проекты летательных аппаратов [2], но численных оценок в открытых источниках найти не удалось.

Влияние угла поперечного V для схемы «тандем» имеет отношение к индуктивному сопротивлению, которое зависит от взаимного расположения свободных вихрей, сходящих с обоих крыльев. Изменения угла поперечного V отлично от увеличения поперечного интервала между несущими поверхностями, так как в первом случае изменяется не только расстояние между крыльями, но и проекция свободного вихря переднего крыла на заднее крыло. Таким образом, происходит перераспределение циркуляции по заднему крылу и изменение индуктивного сопротивления компоновки.

С целью определения влияния угла поперечного V были проведены экспериментальные исследования в аэродинамической трубе АТ-1 ГП «Антонов». По конструктивным соображениям варьировался угол поперечного V лишь заднего крыла (на переднем крыле были расположены державки). Также изменялся продольный вынос крыла (390, 490 и 590 мм) и размах переднего (1050, 1450 мм) и заднего (1170, 1570 мм) крыльев (рис. 1, 2). Приняты обозначения компоновок 1–1 (оба крыла малого размаха), 1–2 (заднее крыло большого размаха) и т. д.

В дальнейшем для фиксированных размахов крыльев и продольного выноса крыла вводится понятие *эффективности* поперечного V заднего крыла – как производной от максимального аэродинамического качества по малому отрицательному ($-9^o \le \psi \le 0^o$) углу поперечного V заднего крыла.

Для компоновки 1–1 уменьшение угла поперечного V от $\psi = 0^o$ до $\psi = -9^o$ приводит к приросту максимального аэродинамического качества и снижению максимального коэффициента подъемной силы (рис. 3):

– для $x_{ЗК}$=390 мм на $\Delta K_{max} \approx 0{,}7$ и $\Delta C_{Ymax} \approx -0{,}03$ (с 1,08 до 1,05);

– для $x_{зк}$=490 мм на $\Delta K_{max} \approx 0{,}75$ и $\Delta C_{Ymax} \approx -0{,}02$ (с 1,07 до 1,05);
– для $x_{зк}$=590 мм на $\Delta K_{max} \approx 1{,}05$ и $\Delta C_{Ymax} \approx 0$ (около 1,05).

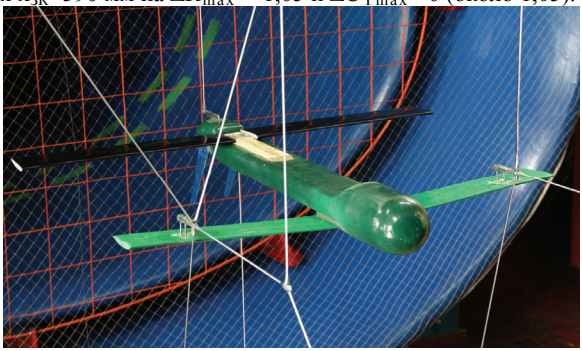


Рис. 1. Общий вид модели в рабочей части АТ-1: компоновка 1 – 1, угол поперечного V ψ=0°, вынос крыла 590 мм

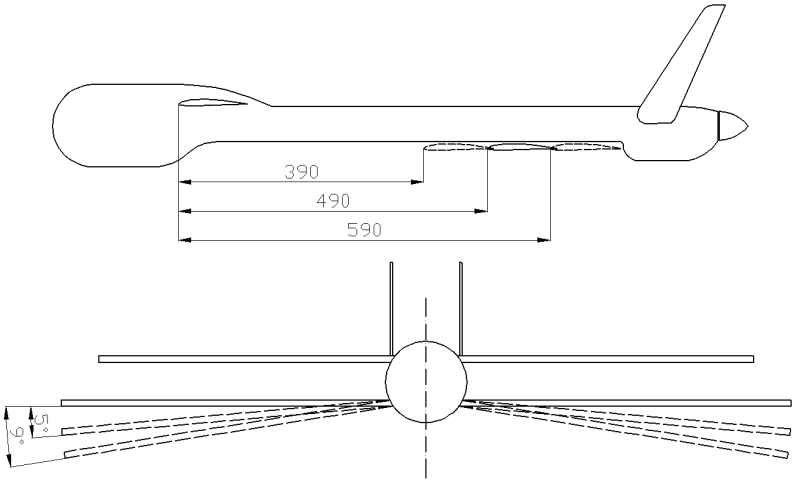


Рис. 2. Схема модели с различными положениями заднего крыла: компоновка 1 – 1, вынос крыла $x_{зк}$=390 мм; 490 мм; 590 мм, угол поперечного V ψ = 0°; 5°; 9°.

Кроме того, появление отрицательного угла поперечного V приводит к повышению производной подъемной силы по углу атаки.

– для $x_{зк}$=390 мм от ψ = 0º до ψ= –9º с $C_Y^\alpha = 0{,}080$ до $C_Y^\alpha = 0{,}082$;

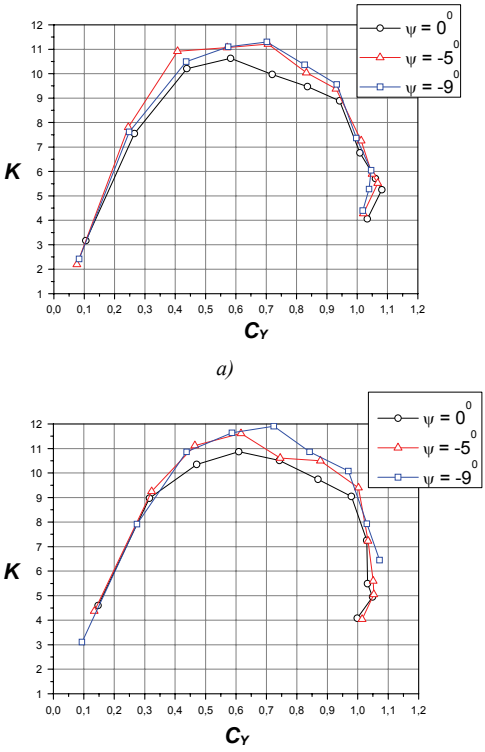
– для $x_{зк}$=490 мм от ψ = 0º до ψ= –5º с $C_Y^\alpha = 0{,}0725$ до $C_Y^\alpha = 0{,}075$;

– для $x_{зк}$=590 мм от ψ = 0° до ψ= –9º с $C_Y^\alpha = 0{,}071$ до $C_Y^\alpha = 0{,}0745$.

Для компоновки 2–2 уменьшение угла поперечного V заднего крыла от $\psi = 0^{\circ}$ до $\psi = -9^{\circ}$ приводит к аналогичным изменениям характеристик:

– для $x_{ЗК}$=390 мм на $\Delta K_{max} \approx 0{,}0$, $\Delta C_Y^{\alpha} = 0{,}006$ и $\Delta C_{Ymax} \approx 0$;

– для $x_{ЗК}$=590 мм на $\Delta K_{max} \approx 1{,}25$, $\Delta C_Y^{\alpha} = 0{,}014$ и $\Delta C_{Ymax} \approx -0{,}01$.



а)

б)

Рис. 3. Зависимость аэродинамического качества от коэффициента подъемной силы: компоновка 1 – 1, вынос крыла $x_{ЗК}$=390 мм *(а)* и $x_{ЗК}$=590 мм *(б)*

Для компоновки 1–2 (испытания в узком диапазоне углов атаки) уменьшение угла поперечного V приводит к изменениям характеристик:

– для $x_{ЗК}$=390 мм от $\psi = 0°$ до $\psi = -9^{\circ}$ на $\Delta K_{max} \approx 0{,}15$ (в пределах точности измерений) и $\Delta C_Y^{\alpha} = 0{,}008$;

– для $x_{ЗК}$=490 мм от $\psi = 0°$ до $\psi = -5^{\circ}$ на $\Delta K_{max} \approx 0{,}0$ и $\Delta C_Y^{\alpha} = 0{,}003$;

– для $x_{ЗК}$=590 мм от $\psi = 0°$ до $\psi = -9^{\circ}$ на $\Delta K_{max} \approx 1{,}1$ и $\Delta C_Y^{\alpha} = 0{,}008$.

Следовательно, для компоновок 1–1, 1–2 и 2–2 (у которых размах заднего крыла больше, чем переднего) эффективность поперечного V заднего крыла значительно *возрастает* при увеличении продольного выноса крыла.

Для компоновки 2–1 уменьшение угла поперечного V от ψ = 0° до ψ = –9° приводит к повышению максимального аэродинамического качества и производной коэффициента подъемной силы по углу атаки, а также изменению максимального коэффициента подъемной силы

– для $x_{ЗК}$=390 мм на $\Delta K_{max} \approx 0{,}95$, $\Delta C_Y^{\alpha} = 0{,}0035$ и $\Delta C_{Ymax} \approx 0$;

– для $x_{ЗК}$=590 мм на $\Delta K_{max} \approx 0$, $\Delta C_Y^{\alpha} = 0{,}002$ и $\Delta C_{Ymax} \approx +0{,}03$.

Таким образом, для компоновки 2–1 (размах переднего крыла больше, чем заднего) в отличие от всех остальных компоновок увеличение продольного выноса крыла приводит к *снижению* эффективности поперечного V заднего крыла.

Выводы.

1) Изменение угла поперечного V одного из крыльев в схеме «тандем» в интервале до 9° может приводить к существенному ($\Delta K_{max} \geq 1{,}0$) повышению максимального аэродинамического качества летательного аппарата при незначительном снижении максимального коэффициента подъемной силы или без такового.

2) Эффективность применения угла поперечного V крыла существенно зависит от продольного выноса крыла. Если размах заднего крыла больше или равен размаху переднего, то увеличение выноса приводит к повышению эффективности применения угла поперечного V заднего крыла; если размах переднего больше – к уменьшению эффективности.

3) На основании результатов эксперимента выдвинута гипотеза: с точки зрения повышения максимального аэродинамического качества применение угла поперечного V эффективно только тогда, когда свободные вихри отдалены друг от друга настолько, что их взаимным отталкиванием можно пренебречь. При этом необходимо учитывать отличие формы реальной вихревой системы от теоретического П-образного вихря.

4) Все вышесказанное для отрицательного V заднего крыла является качественно справедливым и для положительного V переднего крыла в силу симметрии физической картины взаимной индукции несущих поверхностей в схеме «тандем». Исключением является повышение устойчивости и уменьшение управляемости аппарата в силу поднятия центра давления. Таким образом, изменяя поперечное V переднего и/или заднего крыла можно добиться желаемых характеристик устойчивости/управляемости ЛА при повышении максимального аэродинамического качества.

Список литературы

1. Unmanned Vehicles Handbook 2010 [Text] / Shephard Press Ltd. – Burnham, 2010. – 145 p.
2. Coyote UAS. Block A2 [Електроний ресурс] – Режим доступу: http://www.acrtucson.com/pdf/UAV/coyote/UAV_DataSheet_Coyote-A2 2009Aug.pdf – 19.05.2012.
3. Piranha Micro Air Vehicle (MAV) [Електроний ресурс] – Режим доступу: http://clmaxengineering. com/PIR01.HTML – 19.05.2012.
4. Шахов, В.Г. Аэродинамические усовершенствования и схемы летательных аппаратов [Текст] / В. Г. Шахов. – Куйбышев, Куйбыш. авиац. ин-т им. С. П. Королева, 1984. – 72 с.

УДК 681.513

В.В. Павлов, д.т.н. (МНУЦИТиС, Украина, г. Киев),
Е.А. Копытова, (МНУЦИТиС, Украина, г. Киев)

РАСПРЕДЕЛЁННОЕ УПРАВЛЕНИЕ ВЫСОТОЙ ПОЛЁТА В ВОЗМУЩЁННОЙ АТМОСФЕРЕ

Представлены результаты компьютерного моделирования переходных процессов системы распределённого управления движением воздушного судна в возмущённой атмосфере с помощью управления аэродинамической схемой самолёта.

Одной из важных проблем обеспечения безопасности полётов – проблема внедрения вертикального эшелонирования через 300 м на высотах выше 8100 м. Для этого воздушное судно (ВС) необходимо оснастить оборудованием, которое может обеспечить: индикацию в кабине экипажа эшелона полёта, на котором выполняется полёт; выдерживание в автоматическом режиме выбранного эшелона полёта; предупреждение членов экипажа о наличии отклонения от выбранного эшелона полёта (пороговое отклонение при выдаче предупреждения не должно превышать 90 м (300 фут); автоматическое представление данных о барометрической высоте [1].

Турбулентность в чистом небе, а также другие возмущения атмосферы, действуя на полет ВС изменяет его положение в пространстве, что приводит к повышению частоты создания конфликтных ситуаций. Справится с этим позволяет система автоматического управления, которая фиксирует изменение положения ВС и в автоматическом режиме возвращает его на заданную траекторию полёта. Для повышения безопасности полёта с 2000 года все ВС обязательно должны быть оборудованы системой предотвращения столкновения самолётов. Система продолжает совершенствоваться. Толчком стало столкновение двух самолётов в 2002 году над Германией [2].

Сокращение высоты вертикального эшелонирования до 300 м без изменения размеров защитной зоны вокруг ВС привело к увеличению частоты срабатывания сигналов об окружающей обстановке, что увеличивает информационную нагрузку членной экипажа. Повышение качества выдерживания заданной траектории полёта и компенсация действия возмущённой атмосферы позволит снизить частоту срабатывания системы на изменение дистанции безопасного расхождения ВС. Технология повышения качества выдерживания заданной траектории полёта с распределением управления аэродинамической схемой ВС для непосредственного создания подъёмной силы.

Применение всех имеющихся компонентов аэродинамической схемы ВС, помимо рулей высоты и направления, с целью повышения качества выдерживания заданной траектории полёта является актуальной. Средства активного управления подъёмной силой давно применяется в военной авиации и называется CCV (Control Configured Vehicle – самолёт с управляемой конфигурацией).

Компьютерная модель построена в среде MatLab пакете Simulink.

Для построения схемы системы распределённого управления высотой полёта возьмём схему, предложенную В.А. Боднером в работе [3] для высоты полёта H=12000 м и изображённую на рис.1.

В соответствии с теорией абсолютной инвариантности, измеренную величину ветрового возмущения подаём в схему системы автоматического управления по двум каналам (рис.2.).

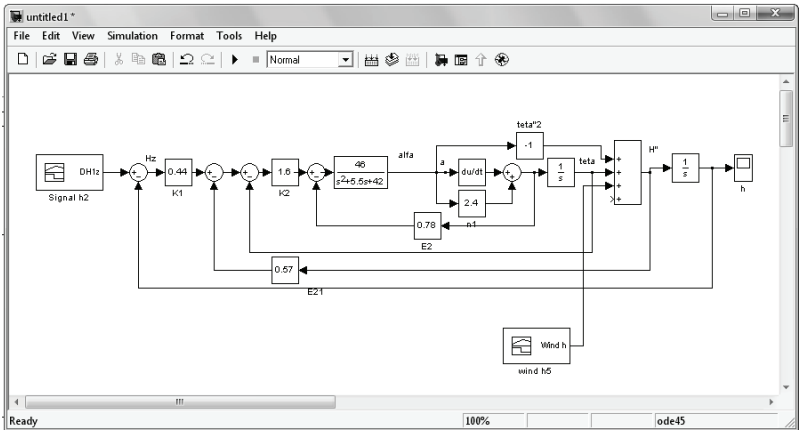


Рис.1. Схема системы автоматического управления высотой полёта, которая построена пакете Simulink.

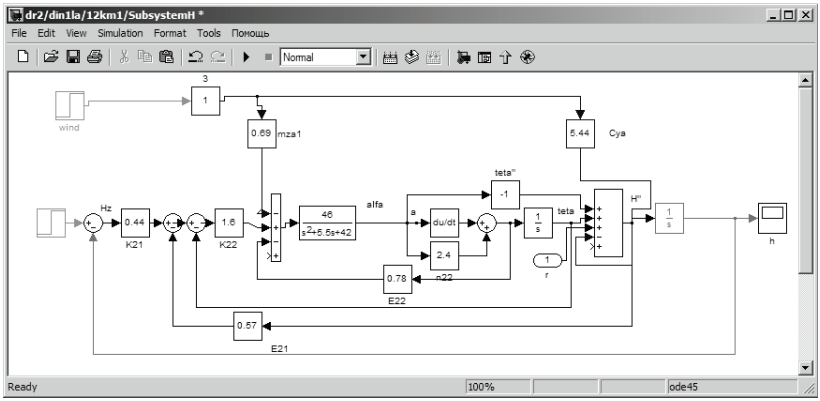
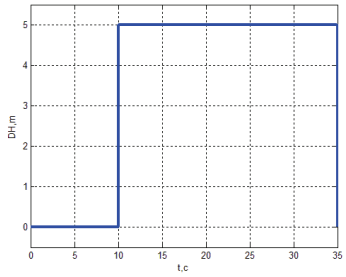


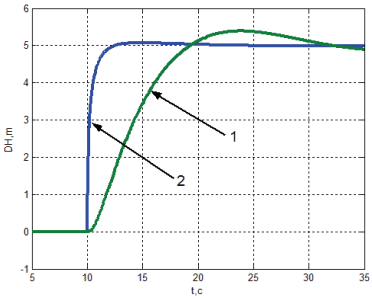
Рис.2. Схема подачи измеренного значения ветрового возмущения в схему системы автоматического управления высотой полёта.

Согласно закону симметрии, в точки схемы подаём сигнал компенсации от изменения положения компонентов механизации крыла, которыми непосредственно создаётся подъёмная сила крыла, величина которой эквивалентна величине действия ветрового возмущения.

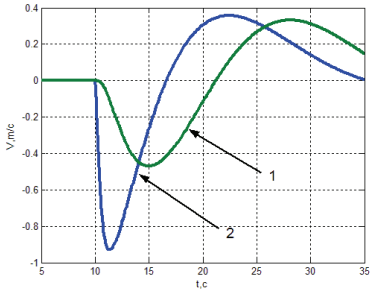
В работе [4] описывается построение схемы распределённого управления высотой полёта аэродинамической схемой ВС. Переходные процессы в схеме системы управления отклонением руля высоты и изменения профиля крыла изображены на рис.3.



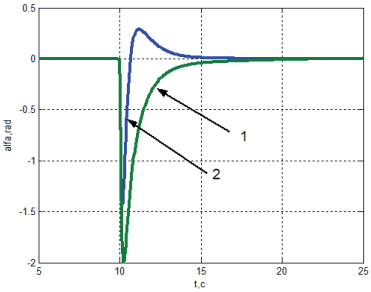
а)



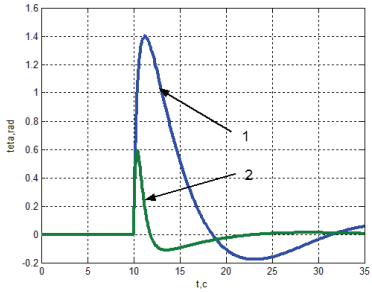
б)



в)



г)



д)

Рис.3. Переходные процессы в системе автоматического управления высотой полёта при H=12000 м: а) заданный сигнал; б) изменение значения высоты полёта при отработке заданного сигнала отклонением руля высоты 1 и изменение конфигурации крыла 2; в) изменение значения скорости полёта отклонением руля высоты 1 и изменение конфигурации крыла 2; г) изменение угла атаки отклонением руля высоты 1 и изме-

нение конфигурации крыла 2; д) изменение угла тангажа отклонением руля высоты 1 и изменение конфигурации крыла 2.

Следует отметить, что изменение высоты полёта непосредственным созданием подъёмной силы с помощью изменения аэродинамических сил и моментов отклонением компонентов механизации крыла позволяет повысить скорость отработки заданного сигнала. Синхронизация работы руля высоты и компонентов механизации крыла позволяет разгрузить основной канал управления высотой полёта. Повышение качества выдерживания заданной траектории движения ВС достигается созданием подъёмной силы изменением конфигурации профиля крыла.

Выводы

Применение активных систем управления движением ВС, основанные на распределении управления между компонентами аэродинамической схемы ВС, повышают скорость отработки заданного сигнала. Синхронизация работы отклонения руля высоты и конфигурации профиля крыла, которую контролирует система автоматического управления, повышает качество выдерживания заданной траектории полёта.

Список литературы:

1. Выполнение требований стандартов ICAO – ключ к обеспечению безопасности полётов http://www.icao.int/safety/Documents/ICAO_State-of-Global-Safety_web_RU.pdf

2. James K. Kuchar The Traffic Alert and Collision Avoidance System / James K. Kuchar and Ann C. Drumm, Lincoln Laboratory Journal, volume 16 number 2, 2007, p.277-296.

3. Боднер, В.А. Системы управления летательными аппаратами - М.: «Машиностроение», 1973. – 506с.

4. Павлов В.В. Распределённая схема компенсации возмущения динамических систем / В.В. Павлов, Е.А. Копытова // Кибернетика и вычислительная техника. – 2012. – №167. – С.3-14.

UDC 629.735.33

P. Penkała, D.Sc., Eng.
E. Wajszczak, student
D. Galas, student
(The State School of Higher Education in Chełm)

DEVICES COUNTERACTING THE EFFECTS OF ICING ON MODERN AIRCRAFTS.

Abstract

The paper presents a brief description of devices used on modern aircrafts to counteract adverse effect of airframe icing. The first part presents the issue of icing and its consequences in aviation. The second part describes de-icing and anti-icing methods emphasizing means of protecting the parts most exposed to ice build-up.

For better understanding of the problem, one should know a short description of a phenomena. Icing is a process of creation of an ice layer on the surfaces of the aircraft. The most exposed to icing parts of airframe are: leading edges of wings and stabilizers, propellers, windshield and small protruding elements like pitot tube and outer antennas. To the causes of icing one can include: direct sedimentation of ice crystals or snow, freezing of supercooled water droplets when they hit the aircraft surface and water vapor sublimation on the surface of the aircraft. Icing is a subject of many classifications, although the division according to ice structure is the most important one for the purpose of this article. One can distinguish four basic types of icing:

- Clear ice (glaze ice) – it occurs from droplets which freeze the moment they hit the surface. It is quite dense and hard, therefore it is very difficult to remove.
- Rime ice – It most common characteristics are crystal structure, roughness of surface and lower density than clear ice due to content of air bubbles. As a result of that it is easier to remove by proper equipment.
- Mixed ice – it is a combination of two above types of icing. It is the most often encountered type of icing.
- Hoarfrost – it is homogeneous layer on the aircraft's surface. Besides increase in drag, it causes reduction in visibility.

Icing is an important phenomena to counteract because of many adverse effects it generates. The most important ones are:

- Reduction in lift, increase in drag, weight, stall speed or fuel consumption.
- Loss of stability due to irregular distribution of weight.
- Clogging of pressure sources and as a consequence of that incorrect readings of flight instruments.
- Limitation in visibility from cockpit

The first group of described elements are anti-icing and de-icing leading edges devices. The main difference between anti-icing and de-icing devices is that anti-ice system is operated before entering icing conditions while the de-icing is switched on after

ice starts to build up. [3] Protection of leading edges is achieved with use of pneumatic de-icing boots or thermal anti icing.
The pneumatic de-icing boots are used on aircrafts that moves with slow speed e.g. light piston aircrafts and twin-engine turboprop aircrafts. The system consists from shaped rubber boot mounted over the leading edges within which are fitted tubes that can be inflated. Tubes can be orientated along wing span or along wing chord according to thickness of airfoil. The principle of operation of boots is as follow: after creation of an ice layer, usually with thickness of about 0,5-1 cm, the tubes are inflated so they expand forward (Fig. 1). This movement crack the ice layer and allows the slipstream to catch the chunks of it. The tubes are usually inflated by air from pressure side of engine driven vacuum pump. When they are switched off vacuum is supplied constantly so as to keep them flat against the leading edge and do not change the shape of airfoil.
The thermal anti icing system is used on large transport aircrafts. This system for operation needs a large amount of hot air, usually taken from HP compressor of turbine engine. Leading edges consists of two layers of skin, inner and outer, forming a gap between them. Hot air is passed through that gap and in that way the temperature of outer skin is increased and the ice melts. After passing air is relieved through the outlet valves located in outer skin. This system has its disadvantages such as reduced performances of the engine. [2]

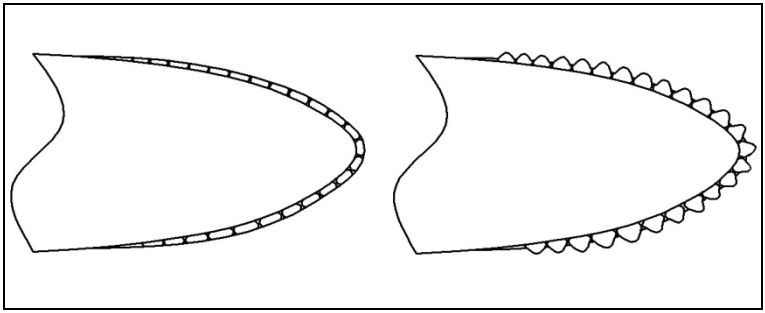


Fig. 1 De-icing boots in 2 stages: switched OFF on the left, switched ON - on the right.

The second group of aircrafts parts greatly exposed to the influence of icing are propellers. Severe ice deposit on propellers can lead to engine vibration. As a consequence of that engine mounts can be damaged. Also ice falling off with great velocity from propeller can cause puncture of the aircraft skin. It is generally accepted that ice can adhere only up to the first 1/3 of propeller length from the hub, because after that point rotational speed is to great. System used on propellers can be divided into 2 main categories: fluid and electrical.

In the fluid system, a special de-icing fluid is provided on blade surfaces. It creates a thin film which when mixed with water or ice reduces the freezing point of the mixture. The fluid is stored in reservoir or tank and is filtered before being pumped. It is then distributed with use of slinger ring mounted on the rear side of the hub. From slinger ring it spread via small tubes by the centrifugal force to each propeller blade.

In the electrical system, a special heater mats are mounted on sensitive for icing areas of propellers. In a heating mat a thin sheet of etched brass is embedded into a layer of mastic over a profile of glass fiber and covered by layers of heat-resistant rubber. The power required for heating is conveyed to the elements via a cables, slip rings and by special brushes [2].

In the last group one can find other parts of aircraft that requires protection from ice for proper functioning. Since the forward visibility from the cockpit is essential for safe operation, any obscuration of the windshields by ice reduces the safety margins. Because of that, windshields are usually protected from ice. It can be achieved in 2 ways: by spraying at the bottom the de-icing fluid, which is after distributed by airflow on the windscreen, or by electrical means. In the second example a current is passed through a very thin electrical element that is a part of clean view panel.

Also it is important to protect from ice-clogging ale the sources of pressure, especially the Pitot tube, necessary for correct indication of flight instrument. It is done by placing the electrical heating element inside the Pitot tube. Soma larger aircrafts have doubled heating system in case of redundancy.

Another important element of the airframes to protect from icing is engine inlets. Ice can form on intake lips, brake off and being ingested. This disturbs the airflow into the engines and can cause in some circumstances engine stall. There are two types of system preventing engine inlets. First one is used on aircrafts with turbine engines. Intake lips are anti-iced with use of hot bleed air from the engine compressor. Second one is more often used on turboprop aircrafts. It consists from electrically heated mats placed on the engine intake. Usually, this system is made from two types of mats. First is heated continuously and it forms an anti-icing part. Second is heated in cyclical manner and is often referred as de-icing part.

Conclusion

The 100% efficient method of counter-acting ice influence has not been discovered yet. Any anti-icing system may fail and therefore when it is possible avoid the known icing conditions.

References

1. *K. Grzegorczyk, E. Wajszczak D. Galas,* - The issue of icing in aviation. Study with the use of numerical simulation. - Advances in Science and Technology, Research Journal, Volume 7, Issue 17, March 2013, pp. 42–46
2. Jeppesen Publication, Airframes and Systems, JAA ATPL Training.
3. AOPA Air Safety Foundation, Aircraft icing, www.asf.org

УДК 620.179.1

М.В. Карускевич, д.т.н., проф., Г.С. Сейдаметова, студентка
(Национальный авиационный университет, Украина, г.Киев)

ПРЕДПОСЫЛКИ СОЗДАНИЯ ЭКСПРЕСС-МЕТОДА ОЦЕНКИ ВЛИЯНИЯ ПОВЕРХНОСТНО-АКТИВНЫХ АНТИКОРРОЗИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ НА УСТАЛОСТЬ АЛЮМИНИЕВЫХ СПЛАВОВ

Обоснована возможность разработки экспресс-метода оценки влияния поверхностно-активных веществ на усталость алюминиевых сплавов. В основе метода – явление формирования и развития деформационного рельефа поверхности, по эволюции которого в процессе циклического нагружения можно судить о процессе накопления усталостного повреждения.

Введение

Для защиты от коррозии алюминиевые конструкционные сплавы плакируются слоем чистого алюминия, анодируются, покрываются защитными грунтами и красками. Одним из эффективных средств дополнительной антикоррозионной защиты является применение пленкообразующих ингибированных нефтяных составов (ПИНС).

Эффективность защиты от коррозии с помощью ПИНС доказана испытаниями и практическим опытом их использования. Однако, принимая во внимание повышенные требования к надежности и долговечности авиационных конструкций, очевидна необходимость исследований, направленных на изучение возможных побочных эффектов применения ПИНС.

Примером побочного негативного эффекта применения ПИНС является снижение долговечности заклепочных соединений, описанное в работе [1]. Однако, влияние ПИНС на несущую способность конструкций может иметь и более сложную природу.

Учитывая, что многие нефтяные смазочные материалы являются поверхностно-активными веществами (ПАВ), можно предположить возможность возникновения эффекта Ребиндера, проявляющегося во влиянии ПИНС на процесс усталости металла [2].

Цель работы

Целью исследования, представленного в докладе, является разработка метода, позволяющего оценить влияние пленкообразующих ингибированных нефтяных составов на процесс накопления усталостного повреждения конструкций, изготовленных из плакированных алюминиевых сплавов.

Методика и результаты эксперимента

В последние годы в НАУ проводятся исследования процесса накопления усталостного повреждения в поверхностном слое плакированных алюминиевых конструкционных сплавов [3]. Исследуются сплавы Д16АТ,

В95, 2024Т3, 7075Т: В качестве индикатора усталости используется деформационный рельеф поверхности, представляющий собой совокупность экструзий, интрузий, полос скольжения. Деформационный рельеф исследуется методами оптической микроскопии, электронной сканирующей микроскопии, бесконтактной интерференционной профилометрии, атомной силовой микроскопии. Проведенными исследованиями было доказано монотонное изменение: а) насыщенности деформационного рельефа при рассмотрении его двухмерных оптических изображений; б) фрактальных размерностей кластеров рельефа; в) интегральной оценки шероховатости рельефа; г) высоты и глубины отдельных экструзий и интрузий; д) плотности полос скольжения в отдельных кристаллитах.

Одним из наиболее эффективных параметров деформационного рельефа является параметр повреждения *D,* который вычисляется как отношение площади поверхности с признаками деформационного рельефа к общей площади контролируемой поверхности. Для определения параметра повреждения используется участок поверхности размером 0,3 х 0,3 мм около концентратора напряжений, обычно отверстия под заклепку. С помощью оптического микроскопа при увеличении 200^x – 300^x получают цифровые изображения. Насыщенность рельефа определяется с помощью специально разработанного программного обеспечения.

В представленной работе насыщенность деформационного рельефа рассматривается не только как показатель усталостного повреждения, но и как индикатор эффекта Ребиндера, являющегося побочным результатом применения антикоррозионного материала.

Известно, что процесс усталости является стохастическим – число циклов до разрушения определяется совокупностью не всегда учитываемых факторов. В связи с этим возникает необходимость проведения испытаний в статистическом аспекте.

Путем мониторинга деформационного рельефа можно существенно сократить объем проводимых усталостных испытаний, т.к. рассматриваемый эффект наблюдается непосредственно с использованием апробированных характеристик поврежденности поверхностного слоя металла.

В ходе обоснования экспресс-метода оценки влияния поверхностно-активных антикоррозионных материалов на усталость алюминиевых сплавов проведены испытания образцов алюминиевого сплава Д16АТ при консольном изгибе с частотой 25 Гц и с коэффициентом асимметрии R=0.

В процессе исследования влияния поверхностно-активных веществ на усталость конструкционных алюминиевых сплавов использовались: а) антикоррозионный пленкообразующий состав DINITROL AV-25; б) оливковое масло.

DINITROL AV-25 используется для защиты всех применяемых в авиационной промышленности металлов и сплавов.

Выбор оливкового масла обусловлен наличием в нем олеиновой кислоты. По жирнокислотному составу представляет собой смесь триглицеридов жирных кислот с очень высоким содержанием эфиров олеиновой кислоты. Олеиновая кислота (*цис*-9-октадеценовая кислота)

$CH_3(CH_2)_7CH=CH(CH_2)_7COOH$ — мононенасыщенная жирная кислота. Бесцветная вязкая жидкость, $t_{пл}$ 13,4 °C (для нестабильной бета-модификации) и 16,3 °C (для стабильной альфа-модификации). $t_{кип}$ 286 °C. Олеиновая кислота является традиционным ПАВ в исследованиях эффекта Ребиндера [4].

На рис.1-2 представлено сравнение результатов мониторинга деформационного рельефа поверхности образцов, покрытых в области концентраторов напряжений пищевым оливковым маслом и составом DINITROL AV-25, а также образцов, не имеющих покрытия. Испытания проводились при максимальном напряжении цикла 196,0 MPa.

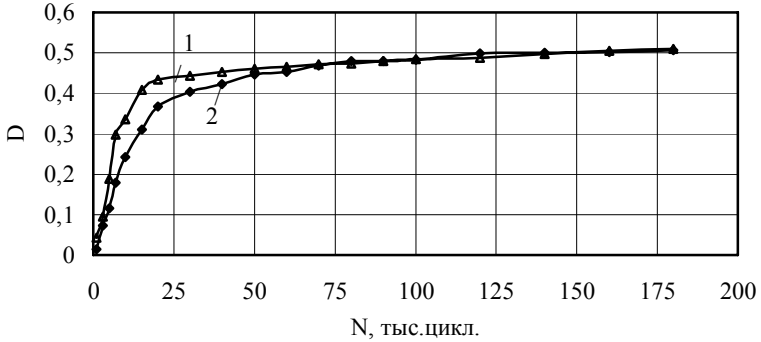


Рис.1. Эволюция насыщенности деформационного рельефа в процессе циклического нагружения: 1 – без обработки; 2 – обработка оливковым маслом

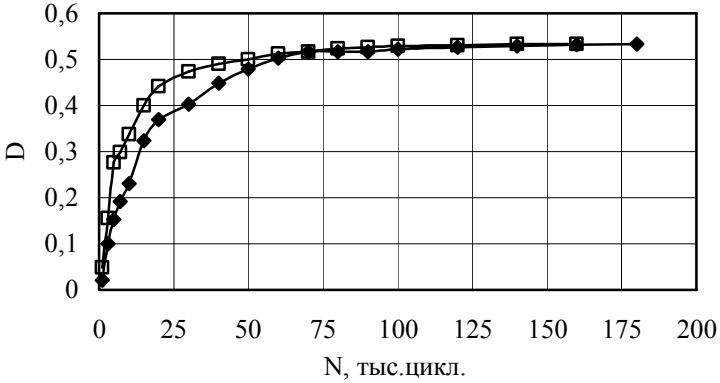


Рис. 2. Эволюция насыщенности деформационного рельефа в процессе циклического нагружения: 1 – без обработки; 2- обработка DINITROL AV-25

Как видно из рис. 1-2 обработка ПАВ может оказывать влияние на протекание начальной стадии инкубационного периода усталости алюминиевого сплава Д16АТ.

Можно предположить, что ослабление влияния ПАВ на формирование деформационного рельефа при дальнейшем нагружении связано с одновременным действием различных механизмов повреждения: продолжающимся ростом насыщенности и развитием кластеров деформационного рельефа, появлением микротрещин, релаксацией напряжений по берегам трещин.

Дальнейшие эксперименты будут направлены на выявление поверхностно-активных материалов, вызывающих негативные побочные эффекты, установление наиболее неблагоприятных режимов нагружения, разработку метода сертификации ПИНС по критериям их влияния на усталость металлов, систематизацию экспериментальных данных для выработки рекомендаций по применению ПИНС в условиях циклического нагружения конструкций.

Выводы

1. Применение поверхностно-активных пленкообразующих ингибированных нефтяных составов для защиты авиационных конструкций от коррозии требует проведения исследований возможных побочных эффектов, в частности оценки влияния на усталостные характеристики.

2. Проведенные эксперименты показывают возможность экспресс-оценки влияния поверхностно-активных антикоррозионных материалов на инкубационную стадию усталости алюминиевых сплавов.

3. В качестве индикатора усталостного повреждения на инкубационной стадии усталости может использоваться деформационный рельеф поверхности плакирующего слоя.

4. Рассмотренный подход к оценке влияния пленкообразующих ингибированных составов на усталость металлов может быть применен для анализа побочных эффектов применения различных функциональных поверхностно-активных веществ.

Список литературы

1. Jaya Aditya. The influence of corrosion treatments on fatigue of aircraft structural joints/ Aditya Jaya, Ung Hing Tiong, Reza Mohammed, Cees Bil, Graham Clark// Proc. of 27th international congress of the aeronautical sciences, 19 - 24 September 2010, Nice, France, - P.1-8.

2. П.А. Ребиндер, Избранные труды, Поверхностные явления в дисперстных системах, - М.: 1978. - Наука. – С. 371.

3. Karuskevich M. Extrusion/intrusion structures as quantitative indicators of accumulated fatigue damage/ O. Karuskevich, T. Maslak, S. Schepak. // International Journal of Fatigue. – 2012. – № 39. – P. 116–121.

4. В.И. Лихтман. Физико-химиические явления при деформации металлов, Успехи физических наук, т. LIV, С. 587-618.

УДК 624.016:629.735.015.4:629.735.33(043.2)

С.С. Юцкевич, доцент, к.т.н., В.В. Мацюк
(Національний авіаційний університет, Україна, м. Київ)

ОСОБЛИВОСТІ ПОШИРЕННЯ ВИМОГ НОРМ ЛЬОТНОЇ ПРИДАТНОСТІ НА КОМПОЗИЦІЙНІ ЕЛЕМЕНТИ КОНСТРУКЦІЇ ТРАНСПОРТНИХ ЛІТАКІВ

Розглянуто можливі проблеми відповідності вимогам АП-25 конструкцій літальних апаратів цивільної авіації з широким використанням композиційних матеріалів

Вступ

Широке застосування композиційних матеріалів в авіаційній індустрії є знаковою подією для авіації. 20 жовтня 2011 року розпочалась експлуатація літака Boeing 787 Dreamliner. Це перший літак, масова частка композиційних матеріалів у конструкції якого складає 50%. До цього лідером із застосування композиційних матеріалів був Airbus A380 з їх масовою часткою 22%.

Широке застосування композиційних матеріалів в конструкціях новітніх літаків (у тому числі й у силових елементах: лонжеронах, стрингерах, обшивці) дає ряд конструкційно-технічних та економічних переваг, але також викликає чимало труднощів. Поведінка композиційних матеріалів в умовах експлуатації повітряного судна в деяких випадках значно відрізняється від поведінки традиційних, таких як дюралюміній, матеріалів.

Саме тому необхідно приділяти більше уваги до цих особливостей композитів при проектуванні літака, а саме при виконанні вимог норм льотної придатності.

Аналіз вимог норм льотної придатності (АП-25)

Аналізуючи вимоги норм льотної придатності, які виражені в Авіаційних правилах АП-25 [1], можна відзначити ряд вимог, що викликають складнощі в ході сертифікації літака, в конструкції якого використовуються композитні матеріали.

До таких вимог належать вимоги забезпечення статичної та втомної міцності конструкції, вимоги, пов'язані з урахуванням зовнішніх факторів, які можуть впливати на фізико-механічні характеристики матеріалу: удари блискавок, вплив вогню та ін.

Вимоги, зазначені в пункті 25.307. «Доказательства прочности» говорять про те, що «соответствие требованиям к прочности и деформациям ... должно быть показано для каждого критического случая нагружения. Подтверждение прочности конструкции только расчетами допускается лишь в том случае, если данная конструкция соответствует тем конструкциям, для которых, как показал опыт, примененный метод расчета является надежным. В остальных случаях должны проводиться подтверждающие статические испытания». Таким чином,

ключова проблема для авіаційних конструкцій, виготовлених з композиційних матеріалів - це відсутність досвіду їх експлуатації.

При виконанні вимог пунктів: 25.865 «Пожарная защита органов управления, узлов крепления двигателей и других конструкций, обеспечивающих полет» і 25.867 «Защита от пожара других частей самолета» у разі використання композитних матеріалів необхідно пам'ятати про високу займистість і низьку вогнестійкість композитних конструкцій. Статистика авіаційних подій за період 1991-2001 показує, що пожежа в польоті займає 4 місце серед найбільш поширених причин авіакатастроф [2].

У зв'язку з цим особлива увага повинна приділятися таким характеристикам композитних матеріалів як: час займання, коефіцієнт теплопровідності, швидкість поширення полум'я, схильність матеріалу до виділення диму й токсичних газів під час горіння. При цьому слід зазначити, що вогнетривкі характеристики композитів, які характеризуються схильністю до втрати конструктивної цілісності під час і після пожежі залишаються все ще мало вивченими [3-5].

Практика авіабудування показує, що використання у внутрішньому оздобленні пасажирської кабіни до 80 ... 90% вогнетривких композитів дозволяє задовольнити вимоги пункту 25.853 «Внутренняя отделка кабин». Виконання вимог пункту 25.863 «Пожарная защита в зонах с воспламеняющимися жидкостями» у разі застосування композитних матеріалів в конструкції кесонного крила, яке одночасно є і паливним баком, матиме ряд особливостей.

Так, наприклад, після катастрофи широкофюзеляжного літака B-747 рейсу TWA800, котра сталася через вибух центропланного паливного бака після займання горючої суміші палива й повітря, було проведено розслідування, в результаті якого встановлено, що до вибуху паливо-повітряної суміші також може призвести локальний перегрів поверхні стінки бака . У зв'язку з цим слід зазначити, що коефіцієнт теплопровідності алюмінієво-магнієвих сплавів становить 200 ... 236 Вт / (мК), в той час як для вуглепластика коефіцієнт теплопровідності буде на порядок менше і становитиме 10 ... 20 Вт / (мК) [6]. Це свідчить про те, що композиційні матеріали схильні до локального перегріву.

Крім того, під час нагрівання матеріалу до температури вище граничного значення температури склування необхідно враховувати особливості вимог пунктів: 25.305 «Прочность и деформация» і 25.609 «Защита элементов конструкции». У даному випадку при нагріванні міцність композиту на стиск зменшується на 20 ... 30% і як наслідок може привести до деформації конструкції (наприклад, через різницю тиску між баком і атмосферою) [7].

Також слід зазначити, що при нагріванні композитного матеріалу збільшується його схильність вбирати вологу. Наявність вологи в композиті призводить до зміни його фізико-механічних властивостей, а робота при температурі нижче 0 ^{o}C призводить до утворення льоду, який спричинює розшарування матеріалу.

Широке використання композитних матеріалів в конструкції літака також призводить до ряду проблем, пов'язаних з виконанням вимог пункту 25.581 «Защита от молнии» у разі потрапляння блискавки в корпус літака. У першу чергу це пов'язано з тим, що композитна конструкція (наприклад,

вуглепластик) має низьку в порівнянні з металевою конструкцією провідність струму. Обумовлено це тим, що полімерна матриця композиту, на відміну від вуглецевого волокна, являє собою діелектрик і, отже, знижує загальну провідність матеріалу.

Крім того, резистивний нагрів призводить до підвищення температури матеріалу, що в свою чергу призводить до втрати механічного зв'язку між армуючим волокном і смолою-основою. Утворення газу в процесі горіння смоли може призвести до локальних мікровибухів в основі матеріалу і пошкодження його структури.

Акцентує на себе увагу і той факт, що при ударі блискавки за короткий проміжок часу передається велика кількість енергії, в результаті чого іонізований канал розширюється з надзвуковою швидкістю. Утворена при цьому ударна хвиля стикається з твердою поверхнею композиту, що призводить до утворення в матеріалі зон розшарування.

Не зважаючи на високі показники статичної міцності та опору циклічним навантаженням, композитні матеріали вразливі навіть до слабких ударів, які можуть бути спричинені різними об’єктами: град, каміння та інші предмети з поверхні землі, інструменти, які може випустити будь-хто з технічного персоналу і т.д. Поверхня композитного матеріалу, до якої було прикладене ударне навантаження може деформуватися в момент удару, а після припинення дії удару прийняти початкову форму. При цьому зовні, на поверхні, пошкодження часто непомітні, але всередині структури матеріалу можуть з’явитися значні пошкодження. Зазвичай це розшарування [8]. В зарубіжній літературі подібні пошкодження мають назву «barely visible impact damage».

Такі пошкодження, незважаючи на свою візуальну непомітність, можуть суттєво зменшити міцність матеріалу – залишкова міцність може зменшитися до 40% від початкової міцності неушкодженого зразка [9].

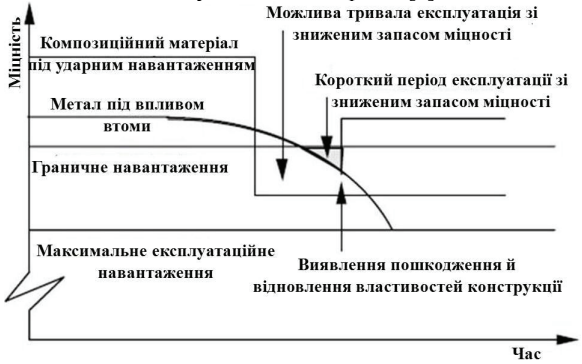


Рис. 1. Зміна міцності композитів під впливом удару та металів при втомі

Як видно з графіка, зображеного на рис. 1, удар призводить до різкого зниження міцності й до можливого виходу на такі її значення, коли не забезпечуватимуться коефіцієнти запасу міцності. Залежно від сили удару є можливим різний ступінь зміни міцності, в тому числі, теоретично, й до рівня меншого за необхідний для витримування максимальних експлуатаційних

навантажень. В даному випадку важливим є не сам факт критичного зменшення міцності, а надзвичайно короткий проміжок часу, протягом якого це зменшення відбувається.

Ця особливість композиційних матеріалів має бути врахована при перевірці згідно пункту 25.571 «Оценка допустимости повреждений и усталостной прочности конструкции». Де в підпунктах (b) «Оценки допустимости повреждений» та (e) «Оценка допустимого повреждения (дискретный источник)» вказані вимоги до пошкоджень, які можуть бути утворені в результаті дії ударних навантажень.

Висновок

Зважаючи на те, що композитні матеріали все більше й більше застосовуються у відповідальних конструктивних елементах сучасних транспортних літаків, конструктори й виробники авіаційної техніки неминуче стикатимуться з особливостями таких матеріалів, які необхідно буде враховувати для того, щоб кінцевий продукт (деталь, агрегат, літальний апарат) повністю відповідали вимогам Авіаційних правил АП-25. Відповідність конструкції діючим вимогам забезпечує необхідний рівень безпеки авіаційних перевезень.

Список літератури

1. Авиационные правила АП-25 «Нормы летной годности самолетов транспортной категории» - М. : ОАО Авиаиздат, 2004. − 240 с.

2. A. P. Mouritz Fire resistance of aircraft composite laminates / Journal of materials science letters №22, 2003, - P. 1507 – 1509

3. G.A.Pering, P .V.Farrell, G.S.Springer Environmental Effects on Composite Materials - Technomic Publishing Co., CT, 1981, − 145 p.

4. H. L. McManus, Proc. 9th Int. Conf.Comp.Mat. (Spain, July 1993) - P.929.

5. L. K. Kucner, H. L. McManus, Proc. 24th Int. SAMPE Tech. Conf. (17–20 October 1994) − P.341.

6. Song Biao, Wang Xu, Zhang Huan The Aircraft Composite Integral Fuel Tank Fire Safety Performance Analysis and Shrinkage Ratio Simulation Calculation/Procedia Engineering №52, 2013 - P.320 – 324.

7. Paolo Feraboli, Mark Miller Damage resistance and tolerance of carbon/epoxy composite coupons subjected to simulated lightning strike / Composites: Part A 40 (2009) - P.954–967.

8. J. P. Komorowski, D. L. Simpson, R. W. Gould A technique for rapid impact damage detection with implication for composite aircraft structures / Composites, Volume 21, Issue 2, 1990, - P.169–173.

9. J.C. Prichard, P.J. Hogg The role of impact damage in post-impact compression testing / Composites, Volume 21, 1990, - P.503-511.

УДК 620.179.1

Т.П. Маслак, к.т.н., доц., Д.М. Костенюк, к.т.н. НАУ, аспирант
(Национальный авиационный университет, Украина, г.Киев)

КОНЦЕПЦИЯ ДВУХОСНОГО СТРУКТУРНО-ЧУВСТВИТЕЛЬНОГО ДАТЧИКА УСТАЛОСТИ

Показано, что существующие теории прочности металлов при сложно-напряженном состоянии не позволяют достаточно точно определять накопленное усталостное повреждение. Одним из путей решения проблемы является применение структурно-чувствительных сенсоров усталости.

Введение

Значительное число конструкций работает в условиях сложно-напряженного состояния. К таким конструкциям относятся сосуды давления, трубопроводы, гермокабины самолетов и др.

Оценка прочности при статическом сложно-напряженном нагружении производится на основании критериев, основанных на теории прочности, адекватной условиям нагружения и свойствам исследуемого материала.

Основными теориями прочности в настоящее время являются: первая теория прочности, в соответствии с которой опасное состояние достигается тогда, когда одно из главных нормальных напряжений достигает значения, равного пределу прочности или пределу текучести; вторая теория, в которой критерием прочности является наибольшее относительное удлинение; третья теория прочности с критерием прочности - наибольшим касательным напряжением; теория Мора, в которой утверждается, что предельное состояние наступает либо при достижении касательными напряжениями критической величины, зависящей от нормальных напряжений, действующих по тем же плоскостям скольжения, либо при достижении наибольшим нормальным напряжением предельного для данного материала значения. Известны теории, основывающиеся на линейной зависимости между касательными и нормальными напряжениями в октаэдрических плоскостях, энергетические теории, а также обобщенные теории прочности. Критический анализ предложенных подходов к определению прочности материалов при сложно-напряженном состоянии представлен в работе [1.].

Что касается циклического нагружения, то по мнению авторов [1] в настоящее время отсутствуют критерии, позволяющие на основании данных о пределе усталости при одноосном напряженном состоянии перейти к анализу поврежденности при произвольной системе напряжений. В связи с этим, большинство предложенных критериев могут быть использовано лишь в частных случаях сложно-напряженного сотояния.

Очевидно, что в такой ситуации инструментальная оценка эволюции состояния материала в процессе усталости в условиях сложно-напряженного состояния может оказаться эффективным решением проблемы.

Целью представленного в статье исследования является разработка концепции структурно-чувствительного сенсора, позволяющего выполнять инструментальную оценку накопленного усталостного повреждения при двухосном циклическом нагружении.

Геометрия, материал, способ крепления сенсора усталости

Известно, что усталостные испытания материалов и конструктивных элементов проводятся с использование так называемых «крестообразных» образцов [2, 3].

Рассмотрим ряд таких образцов, являющихся фактически прототипами концептуальной модели сенсора усталости. В работе [3] крестообразные образцы использовались для исследования влияния вида напряженного состояния на циклическую трещиностойкость заклепочных соединений.

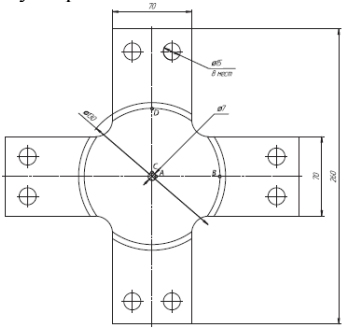


Рис.1. Крестообразный образец с заклепкой в центральной части для исследования трещин усталости в условиях двухосного нагружения [3].

В работе [4] рассмотрено влияние некоторых особенностей геометрии таких образцов на распределение напряжений и деформаций в их рабочей части. Так, на рис. 2 показаны варианты перехода от участка, передающего нагрузку к рабочей, центральной части образца.

Анализ напряженно-деформированного состояния таких образцов эффективно выполняется методом конечных элементов, а также оптическими методами измерения деформаций. Оптимизация геометрии как образцов для испытаний, так и сенсоров усталости определяется технологическими требованиями, особенностями материалов и задачами диагностики.

Ранее, при исследовании работы сенсора усталости, предназначенного для мониторинга усталости элементов авиационных конструкций, работающих в условиях одноосного нагружения, было показано, что чувствительностью сенсоров можно управлять путем перераспределения напряжений и деформаций по длине образца за счет соответствующей геометрии сенсора. Этот же принцип можно предложить и для базового сенсора, воспринимающего двухосное нагружение (рис. 3, а). На рис. 3, б показана схема сенсора усталости, чувствительность которого к внешним нагрузкам

определяется соотношением между шириной сенсора в рабочей зоне (размер А) и шириной сенсора на участке его крепления к конструкции (размер Б).

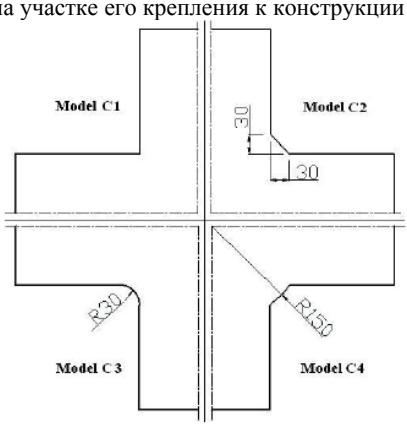


Рис. 2. Варианты геометрии образца для испытаний в условиях двухосного нагружения: С1 - острое сопряжение; С2 - скошенное сопряжение; С3 - галтель; С4 - выпуклое сопряжение [4].

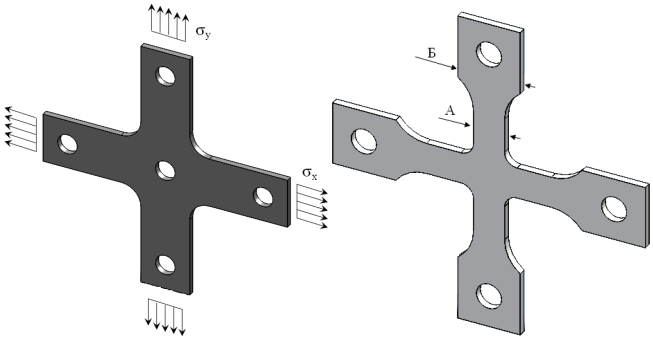


Рис. 3. Схемы двухосных структурно-чувствительных сенсоров усталости: а) базовый сенсор, б) сенсор с повышенной чувствительностью.

Крепление сенсора должно выполняться с использованием штатных узлов крепления элементов конструкции. Такой подход предупреждает снижение несущей способности конструкции вследствие установки дополнительного элемента.

Формирование и эволюция деформационного рельефа на поверхности плакирующего слоя алюминиевого сплава Д16АТ [5] определяют выбор этого сплава для изготовления структурно-чувствительного сенсора.

Характеристики поврежденности сенсора

В качестве индикатора поврежденности сенсора используется деформационный рельеф поверхности, подробно исследованный в условиях одноосного нагружения [4].

Основными характеристиками рельефа являются: а) насыщенность деформационного рельефа, позволяющая определить параметр повреждения *D;* б) фрактальная размерность кластеров деформационного рельефа, характеризующая форму кластеров деформационного рельефа $D_{p/s}$.

Учитывая дислокационную природу рельефа, его формирование в результате скольжения по различно ориентированным кристаллографическим плоскостям, возможность активации различных систем скольжения и множественного скольжения можно предположить, что деформационный рельеф адекватно отражает поврежденность при сложно-напряженном состоянии.

Выводы

Мониторинг усталости конструкций, работающих в условиях сложно-напряженного состояния может выполняться с помощью структурно-чувствительных сенсоров. Сенсор усталости представляет собой миниатюрный «крестообразный» образец, прикрепляемый способом, не оказывающим влияния на прочность контролируемого элемента конструкции. Количественная оценка накопленного повреждения и прогнозирование ресурса выполняется по состоянию деформационного рельефа поверхности, дислокационная природа которого и кристаллографические особенности алюминия определяют чувствительность сенсора к многокомпонентному напряженному состоянию.

Список литературы

1. Писаренко Г.С., Лебедев А.А. Деформирование и прочность материалов при сложном напряженном состоянии. - Киев: Наук. думка, 1976. - 415 с.

2. Лебедев А.А. Конструкция крестообразных образцов для испытаний на трещиностойкость при двухосном растяжении (обзор) / Научно-технический раздел / А.А. Лебедев, Н.М. Музыка // Проблемы прочности, - 15/06/1998. - №3, с.5-21,

3. В.С. Жернаков, А.Н. Ермоленко, Р.М. Сабиров. Влияние напряженно-деформированного состояния на циклическую трещиностойкость заклепочных соединений, Вестник УГАТУ, Уфа, 2011. - Т.15. - №4(44). – С .67-72

4. A.M. Abdelhay, O.M Dawood, A. Bassumi, E.A.Elhalawany and M.A.Mustafa, A Newly Developed Cruciform Specimens Geometry for Biaxial Stress Evaluation Using NDE, 13 International Conference on Aerospace Science and Aviation Technology, ASAT-13, Paper:ASAT-13-TE-12

5. Karuskevich M. Extrusion/intrusion structures as quantitative indicators of accumulated fatigue damage / O. Karuskevich, T. Maslak, S. Schepak. // International Journal of Fatigue. – 2012. – № 39. – P. 116–121.

УДК 620.179.1

С.В. Щепак,ас.
(Национальный авиационный университет, Украина, г. Киев)

ПРОГНОЗИРОВАНИЕ РАСПРОСТРАНЕНИЯ УСТАЛОСТНОЙ ТРЕЩИНЫ В ПЛАКИРОВАННОМ АЛЮМИМНИЕВОМ СПЛАВЕ Д16АТ

Установлена тесная корреляционная связь между насыщенностью деформационного рельефа, сформировавшегося к моменту возникновения усталостной трещины и продолжительностью развития трещины.

Введение

В работах [1-4], проведенных в Национальном авиационном университете было показано, что о накопленном усталостном повреждении плакированных алюминиевых сплавов можно судить по деформационному рельефу поверхности, сформировавшемуся на поверхности в результате циклического нагружения. Предложен ряд параметров деформационного рельефа, включая параметр повреждения *D,* который определяется как отношение площади поверхности, имеющей признаки деформационного рельефа (экструзии, интрузии, полосы скольжения) к общей площади зоны наблюдения.

В качестве дополнительных характеристик деформационного рельефа может быть использована фрактальная размерность кластеров деформационного рельефа [1,2].

Методика и результаты экспериментов

Испытывались плоские образцы с боковым надрезом, геометрия которых показана на рис.1.

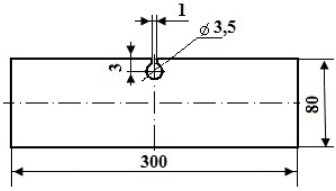


Рис.1. Образец плакированного сплава Д16АТ для усталостных испытаний

В ходе испытаний выполнялся мониторинг деформационного рельефа на инкубационной стадии усталости с регистрацией: момента формирования трещины длиной 1,0 мм и соответствующего (критического) значения параметра повреждения; длины трещины и соответствующей наработки на стадии распространения трещины; момента разрушения образца.

Прогнозирования общей продолжительности распространения усталостных трещин и скорости усталостных трещин на различных этапах их развития

Проведенные ранее исследования показали, что продолжительность инкубационной стадии усталости можно прогнозировать по эволюции деформационного рельефа, возникающего на поверхности плакированных алюминиевых сплавов при их циклическом нагружении [1-4].

Таким образом, трещина может начать развитие на фоне различного накопленного усталостного повреждения. В таком случае закономерным является предположение о наличии связи между насыщенностью деформационного рельефа и скоростью развития трещины. Значение параметра повреждения D, соответствующее моменту появления трещины, принято называть критическим параметром повреждения $D_{крит.}$.

На рис. 2 показаны зависимости продолжительности стадии распространения трещины $N_{рас.}$, выраженная в тысячах циклов от критического параметра повреждения $D_{крит.}$, полученные в результате испытаний при максимальном напряжении цикла 60,0 МПА с коэффициентом асимметрии R=0.

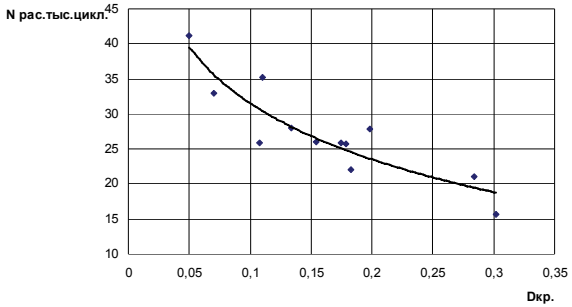


Рис. 2. График зависимостей продолжительности стадии распространения трещины от критического параметра повреждения при максимальном напряжении цикла 60,0 МПа.

Аналогично получены зависимости для максимальных напряжений цикла 70,0 МПа и 80,0 МПа. Представленные зависимости могут быть аппроксимированы уравнениями, представленными в таблице 1.

Таблица 1

Регрессионные уравнения зависимостей продолжительности стадии развития трещины от критического значения насыщенности деформационного рельефа

Режимы нагружения	Уравнение регрессии	Коэффициент детерминации, R^2
σ=60,00МПа	$N_{жив.}$=5,119-10,214Ln($D_{крит.}$)	0,8244
σ=70,00МПа	$N_{жив.}$=4,9318-11,55Ln($D_{крит.}$)	0,8139
σ=80,00МПа	$N_{жив.}$=2,534-4,1901Ln($D_{крит.}$)	0,8115

На рис. 3 представлена зависимость скорости распространения трещины от критического значения параметра повреждения у концентратора напряжений на участке трещины от 1 до 4 мм. График построен по результатам испытаний образцов при максимальном напряжении цикла нагружения 70,0 МПа. Аппроксимация полученных экспериментальных данных линейной регрессией обеспечивает наибольшие значения коэффициентов детерминации.

Анализ численных значений коэффициентов детерминации регрессионных зависимостей скорости распространения трещины от критического значения параметра повреждения (таблица 2) указывает на то, что с удалением кончика трещины от области, в которой определялось критическое значение параметра повреждения, теснота связи между рассмотренными параметрами уменьшается.

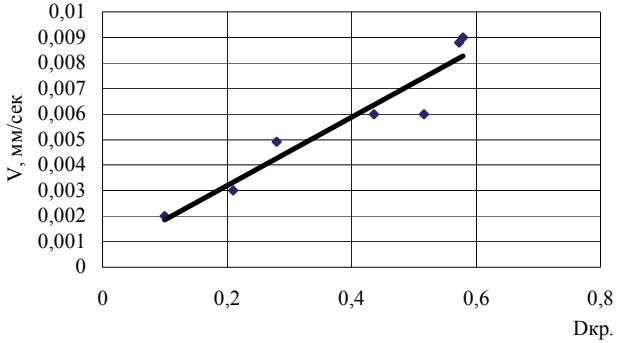


Рис. 4. Графики зависимости скорости распространения трещины от критического параметра повреждения на участке трещины от 1 до 4 мм.

Аналогично построены графики зависимости скорости распространения трещины от критического параметра повреждения на участках трещины от 4 до 8 мм; от 8 до 12 мм; от 12 до 16 мм.

Наиболее точным является прогноз скорости начальной трещины длиной до 4,0 мм (таблица 2). В тоже время важно отметить, что именно эта стадия развития трещины является наиболее длительной и, следовательно, оказывает наибольшее влияние на общую продолжительность развития трещины от начального фиксируемого размера до полного разрушения.

Таблица 2

Коэффициенты детерминации R^2 зависимостей скорости трещины от критического параметра повреждения $D_{крит}$, полученные для трещин различных длин

Длина трещины $L_{, мм}$	0-4	4-8	8-12	12-16
Коэффициент детерминации, R^2	0,915	0,8627	0,7339	0,5995

Выводы

Локальная усталостная поврежденность у концентратора напряжений, определяемая по насыщенности деформационного рельефа поверхности, оказывает влияние на процесс распространения усталостных трещин, особенно на начальный период распространения трещины. Прогноз продолжительности стадии распространения трещины и ее скорости может достаточно точно выполняться по регрессионным моделям, связывающим указанные характеристики распространения трещины с критическим параметром повреждения, определяющим предельную насыщенность деформационного рельефа у концентратора напряжений.

Список литературы

1. Karuskevich M.V., Korchuk E.Yu., Yakushenko A.S., Maslak T.P. Estimation of the accumulated fatigue damage by saturation and fractal dimension of the deformation relief // Strength of materials - Vol. 40. - № 6. – P. 693-698.

2. Игнатович С.Р., Карускевич М.В., Дорошенко Е.Ю. Математическая модель формирования кластеров деформационного рельефа на поверхности плакирующего слоя конструкционных алюминиевых сплавов // Вестник двигателестроения. – 2011. – № 2. – С. 223–228.

3. Карускевич М.В., Журавель І.М., Маслак Т.П. Застосування фрактальної геометрії в задачах прогнозування залишкового ресурсу авіаційних конструкцій // Фізико-хімічна механіка матеріалів. – 2011. – Т. 47. – № 5. – С. 48–52.

4. Karuskevich M., Karuskevich O., Maslak T., Schepak S. Extrusion / intrusion structures as quantitative indicators of accumulated fatigue damage // International Journal of Fatigue. – 2012. – № 39. – P. 116–121.

УДК 629.7.015.4

Т.С. Бойко, к.т.н.
(Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина, г. Харьков)

МЕТОДИКА РАСЧЕТА ЭКВИВАЛЕНТНЫХ ИЗГИБАЮЩИХ МОМЕНТОВ ПО РАЗМАХУ КРЫЛА ПО СТАНДАРТНОЙ НЕПРЕРЫВНОЙ АТМОСФЕРНОЙ ТУРБУЛЕНТНОСТИ

Предложена методика расчета эквивалентных изгибающих моментов по размаху крыла на этапах типового полета самолета. Выполнен учет турбулентности атмосферы и усталостных характеристик материала конструкции.

Исходными данными при оценке ресурса конструкции по условиям выносливости планера самолета являются параметры профиля типового полета. В полете на самолет постоянно действуют случайные порывы воздуха. Оценка нагрузок, действующих на самолет, на этапе проектирования проводится по статистическим данным, накопленным в предыдущем опыте эксплуатации самолетов подобного класса. Такой подход применим лишь в случае дальнейшего использования создаваемого самолета по стандартным профилям эксплуатации. Например, на рис. 1 показан типовой профиль полета доставки грузов, характерный для большинства грузопассажирских авиалайнеров. Однако эффективность самолета определена его многоцелевой эксплуатацией. В частности, существуют специализированные типовые полеты, такие как тренировочные, на пожаротушение (типовой профиль полета показан на рис. 2), которые в значительной мере отличаются от стандартных. Применять в таком случае статистические данные для расчета нагрузок некорректно.

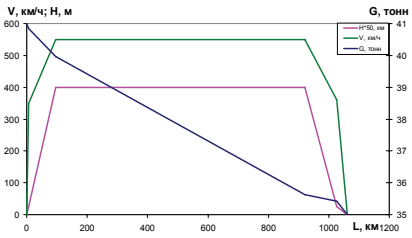


Рис. 1. Типовой профиль полета доставки грузов

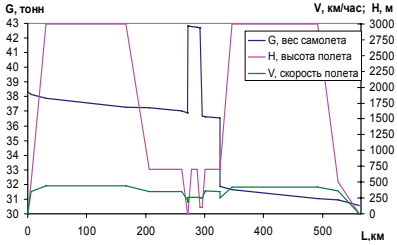


Рис. 2. Типовой профиль полета на пожаротушение

Для оценки долговечности и ресурса планера самолета необходимо знать историю нагружения элементов конструкции повреждающим силовым фактором на этапах типового полета и за весь полет. Для самолетов с крылом большого удлинения в качестве силового фактора могут выступать распределения изгибающих моментов или номинальных напряжений по размаху крыла. Важной задачей при расчете усталости является установление

связей между турбулентностью атмосферы и повреждающим силовым фактором в силовых элементах самолета в типовом полете.

Для неманевренных самолетов максимальное повреждение элементов конструкции связано с вертикальными воздушными порывами. Отраслевой стандарт [1] регламентирует модели дискретной и непрерывной турбулентностей атмосферы. Параметры дискретной турбулентности осреднены по высотам 0…3 км, 3…5 км, 5…7 км, 7…9 км и 9…12 км. При полете самолета на малых высотах (например, по типовому профилю на пожаротушение, рис. 2) расчет нагрузок на крыло по дискретной модели дает заниженную величину изгибающих моментов, соответственно и заниженную оценку долговечности.

Для разработки методики расчета эквивалентных изгибающих моментов на этапах типового полета следует рассмотреть модель непрерывной атмосферной турбулентности, параметры которой определены на высотах 0…25 км с шагом в 1 км, а в промежутках должны быть линейно интерполированы.

Согласно стандарту [1], спектральная плотность интенсивности вертикальной скорости воздушных порывов

$$\Phi_W(\Omega) = \frac{L \cdot \sigma_w^2}{\pi} \cdot \frac{1 + \frac{8}{3} \cdot (1{,}339 \cdot L \cdot \Omega)^2}{\left[1 + (1{,}339 \cdot L \cdot \Omega)^2\right]^{\frac{11}{6}}}, \qquad (1)$$

где: Ω - пространственная частота; L - интегральный масштаб турбулентности; σ_w - интенсивность вертикальной скорости воздушных порывов.

Функция плотности распределения среднеквадратичного отклонения (СКО) вертикальной составляющей скорости воздушных порывов при полете в турбулентной атмосфере

$$f(\sigma_w) = \sqrt{\frac{2}{\pi}} \cdot \frac{P_1}{b_1} \cdot \exp\left(-\frac{\sigma_w^2}{2b_1^2}\right) + \sqrt{\frac{2}{\pi}} \cdot \frac{P_2}{b_2} \cdot \exp\left(-\frac{\sigma_w^2}{2b_2^2}\right), \qquad (2)$$

где: P_1, P_2 - вероятность полета в зоне умеренной и интенсивной турбулентности; b_1, b_2 - коэффициенты, характеризующие умеренную и интенсивную турбулентность.

Расчет долговечности выполнен по линейной гипотезе суммирования усталостных повреждений при случайном нагружении:

$$\int_{\sigma} \frac{dn}{N(\sigma)} = 1, \qquad (3)$$

где:

$$dn = N_\Sigma \cdot \phi(\sigma) d\sigma; \qquad (4)$$

N_Σ - суммарное число циклов до разрушения:

$$N_\Sigma = N_0 \cdot T_i; \qquad (5)$$

$\phi(\sigma)$ - плотность распределения напряжений, принята согласно закону распределения Релея; T_i - долговечность при полете в зоне с постоянной интенсивностью σ_{wi}; N_0 - число пересечений нагрузками среднего уровня. Согласно формуле Райса [2]

$$N_0 = \frac{1}{2\pi}\sqrt{\frac{\int_{\Omega}\Phi_M(\Omega)\cdot\Omega^2 d\Omega}{\int_{\Omega}\Phi_M(\Omega)d\Omega}}, \qquad (6)$$

Использовано степенное уравнение кривой выносливости, для максимальных напряжений σ при отнулевом цикле нагружения:

$$N\cdot\sigma^m = C, \qquad (7)$$

где: m, C - параметры кривой усталости, получаемые экспериментально.

Отношение изгибающего момента к нормальным напряжениям на этапе типового полета прямо пропорционально отношению эксплуатационных изгибающих моментов к эксплуатационным нормальным напряжениям по размаху крыла, полученным в статическом расчете.

$\Phi_M(\Omega)$ - спектральная плотность мощности изгибающего момента:

$$\Phi_M(\Omega) = \bar{\Phi}_w(\Omega)\cdot H_M^2(\Omega)\cdot\sigma_w^2, \qquad (8)$$

где: $H_M(\Omega)$ – передаточная функция изгибающего момента от действия вертикального порыва с синусоидальным изменением скорости на j-ом этапе типового полета. Выполнив преобразования, аналогичные приведенным в [3], имеем:

$$H_M(\Omega) = M_j\frac{h_j}{g_j}\cdot\frac{\Omega}{\sqrt{\Omega^2+\left(h_j/V_{uj}\right)^2}}\cdot\sqrt{\frac{1}{1+\pi\cdot b\cdot\Omega}}, \qquad (9)$$

где M_j - изгибающий момент на j-ом этапе типового полета при вертикальной перегрузке $n_y = 1$, определяемая с учетом текущего веса самолета и веса топлива в крыльевых баках.

Выполнив промежуточные преобразования, выражение для расчета повреждения, вносимого турбулентностью атмосферы на рассматриваемом этапе типового полета, принимает вид

$$d_j = \frac{N_0\cdot 2^{m/2}\cdot C_M^m}{C}\cdot I_y\cdot I_W\cdot L_j, \qquad (10)$$

где: C_M, I_y, I_w - параметры, определенные в [4]; L_j - длина j-го этапа типового полета.

Это же повреждение можно внести путем приложения одного отнулевого цикла нагружения с максимальным изгибающим моментом $M_{экв}$:

$$d_j = \frac{\left[\sigma\left(M_{экв}\right)\right]^m}{C}, \qquad (11)$$

откуда эквивалентный изгибающий момент на j-ом этапе типового полета определен как

$$M_{экв\,j} = \sqrt[m]{N_0 \cdot 2^{m/2} \cdot C_M^m \cdot I_y \cdot I_W \cdot L_j}\ . \qquad (12)$$

По предложенной методике выполнен расчет эквивалентных изгибающих моментов на различных этапах типового профиля полета неманевренного самолета на пожаротушение. На рис. 3 показана зависимость вычисленного эквивалентного изгибающего момента от $M_{экв}$, полученного в результате обработки данных летных испытаний (ЛИ). Линия соответствует равенству вычисленного Мэкв экспериментальному.

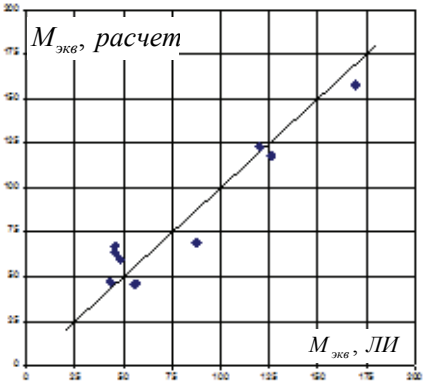


Рис. 3. Зависимость вычисленного эквивалентного изгибающего момента от $M_{экв}$ данных ЛИ

На этапах с малой нагруженностью погрешность вычисленных изгибающих моментов от данных ЛИ не превышает 25%. Максимальные изгибающие моменты отличаются на 8%. Предлагаемую методику расчета повреждения за типовой полет допустимо применять для оценки долговечности регулярных зон конструкции крыла на этапе проектирования самолета.

Список литературы

1. ОСТ 102514-84 Модель турбулентности атмосферы. – Введ. 01.01.1986. – 13 с.

2. *Когаев В.П.* Расчеты на прочность при напряжениях, переменных во времени. – М.: Машиностроение, 1977. – 230 с.

3. *Бойко Т.С.* Влияние схемы атмосферной турбулентности на коэффициент ослабления порыва // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 2 (58). – Х., 2009. – С. 97 – 105.

4. *Фомичев П.А., Бойко Т.С.* Влияние модели атмосферной турбулентности на долговечность регулярных зон крыла большого удлинения // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 2 (53). – Х., 2008. – С. 41 – 47.

УДК 620.1: 678.7

О.А. Шевченко, к.т.н., доцент
(Національний авіаційний університет, Україна, м. Київ)
О.В. Глоба, к.т.н., доцент, Д.М. Поліщук, магістрант
(Національний технічний університет України "КПІ", Україна, м. Київ)

МІЦНІСТЬ РЕМОНТНИХ З'ЄДНАНЬ ПОЛІМЕРНИХ КОМПОЗИЦІЙНИХ МАТЕРІАЛІВ З РІЗНИМИ ВИДАМИ ТЕХНОЛОГІЧНОЇ ПОВЕРХНІ

Запропоновано новий вигляд форми технологічної поверхні для реалізації ремонту пробоїн в елементах конструкцій літальних апаратів із полімерних композиційних матеріалів та інструмент для її виготовлення. Експериментально досліджено вплив виду технологічної поверхні на міцність ремонтних з'єднань полімерних композиційних матеріалів і зроблені висновки.

Композиційні матеріали (КМ) у конструкціях сучасних літаків дозволяють суттєво підвищити їх ефективність, навіть незважаючи на значну собівартість даних матеріалів. КМ практично замінили традиційні метали у конструкціях нових військових літальних апаратів (ЛА), а у літаків загального призначення ця заміна відбулося значно раніше. У конструкції найсучаснішого цивільного літака «лайнера – мрії» B.787 вага КМ складає 50%, а у конструкції нового літака Європейського Консорпциуму A350, перший випробувальний політ якого було заплановано на 2013 рік, вагу КМ обіцяно довести до 53%.

У конструкціях ЛА використовуються в основному полімерні композиційні матеріали (ПКМ), які дозволяють зменшити вагу конструкцій до 40% у порівнянні з аналогічними металевими. Конструкції з ПКМ є набагато технологічнішими ніж металеві, що дозволяє отримати значні розміри елементів, так, наприклад, крило A400M з вуглепластика досягає більше 27 метрів у довжину. Але дані конструкції мають суттєвий недолік - велику вартість, що примушує при пошкодженнях елементів з ПКМ в процесі експлуатації не проводити їх заміну, а робити ремонт. Зважаючи на це важливою проблемою є вдосконалення технологій ремонту пошкоджень в елементах із ПКМ та розробка інструментальних засобів для проведення ремонту в умовах експлуатації.

Класифікація дефектів та методи ремонту пошкоджень у неметалевих конструкціях із заповнювачем розглянуті у роботі [1]. Аналіз експлуатаційних пошкоджень в елементах конструкцій з вуглепластика був представлений у попередній роботі авторів [2], який виявив що найбільш типовими з них є розшарування, пробоїни та тріщини. Оскільки біля половини від усіх пошкоджень складають пробоїни (49%), то розробка технологічних методів ремонту пробоїн є важливою практичною задачею.

Методи ремонту пробоїн у конструкціях ЛА з ПКМ шляхом постановки ремонтних вставок та розроблений спеціальний ремонтний комплект представлені у роботі [3]. Перед постановкою ремонтних вставок висвердлюється круглий отвір, на краях якого виконується скос або радіус, а потім в підготовлений отвір вставляється і закріплюється ремонтна вставка (рис. 1, *а*).

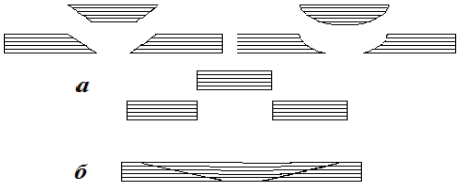


Рис. 1. Види підготовлених під ремонт поверхонь і ремонтних вставок (а) для них та метод ремонту шляхом постановки приформованої латки (б)

Даний метод ремонту не забезпечує достатню міцність, тому може бути використаний як тимчасовий. Для довготермінового ремонту може бути використаний метод постановки приформованих латок (рис. 1, *б*). Підготовка поверхні навкруги місця пробою полягає у скошенні країв вирізу на заданий кут, який за данними одних джерел складає від 1-3° до 7°, а за данними інших надається у вигляді відношення ширини ділянки скосу до товщини (δ) і складає 16÷32 δ і навіть 100 δ [1]. Недоліком даного методу є складність виконання заданних скосів.

Метою даної роботи є дослідження впливу на міцність ремонтного з'єднання форми поверхні ПКМ, яка готується під виконання ремонту, а також технології виконання ремонту (вставками чи приформуваними латками). В якості об'єкту досліджень була вибрана пластина з пробоєм підготовлена до виконання ремонту шляхом просвердлення отвору, який повністю вибирає пошкоджений матеріал (рис. 2, *а*). Ремонт пластини проводиться шляхом вклеювання ремонтної вставки у заглиблення пластини (рис. 2, *б*), або методом заповнення заглиблення просоченими шарами пластика.

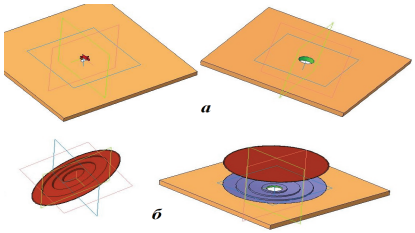


Рис. 2. Об'єкт досліджень пластина з пробоєм і отвором (*а*) та метод ремонту вклеюванням ремонтної вставки (*б*)

Зразки для досліджень моделюють пластину з пробоїною та ремонтним рішенням у найнебезпечнішому місці, яким є пробій, або отвір. Тому був вибраний зразок у вигляді полоси завширшки 25 мм (1 дюйм) з пробоєм. При реалізації ремонтних з'єднань можливі наступні конфігурації технологічних поверхонь зразків: стандартна; вогнута; сферична; ступінчаста та зубчасто-ступінчаста. Виходячи з величини площі контакту, оптимальним є варіант із зубчасто-ступінчастою поверхнею, оскільки площа контакту на цій пластинці є максимальною, крім того при розриві така пластина матиме вищу жорсткість за рахунок сходинок, які утворюють замок з сходинками закладки.

Були проведені експериментальні дослідження для перевірки ефективності різних методів реалізації ремонтних з'єднань. Лист склопластику розміром 320х630мм^2 для виготовлення зразків був відформований методом вакуумної інфузії з 12 шарів біаксіальної прошивної склотканини з питомою вагою 450 г/м^2 з схемою укладання $[\pm45/(0/90)_2/\pm45/0/90/\pm45]_2$.

З отриманої пластини склопластику були виготовлені зразки завширшки 25 мм та 10 мм (рис. 3). Чотири зразки були випробувані на розтягання на випробувальній машині Р-10. В результаті було отримано таке значення границі міцності σ_u = 347,5 МПа.

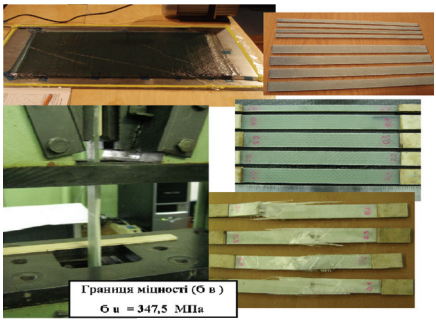


Рис. 3. Зразки до і після випробувань на розтягання у випробувальній машині Р-10

Подальші дослідження проводились на зразках завширшки 25 мм, в яких були зроблені 12 мм отвори моделюючі розсвердлені пробої (рис. 4, *а*). Далі були зроблені зразки 2 типів зі скошеними (конічними) та зубчасто-ступінчастими поверхнями, причому останні призначені для двох варіантів з'єднання шляхом приформування, а також вклеюванням вставки (рис. 4, *б*). Зразки оброблялися ступінчастою і конусоподібною фрезами. Для виготовлення скошених та нахилених поверхонь була використана збірна фреза зі вставними різальними пластинами і змінним кутом їх нахилу. Ріжучий елемент в зборі представлений на малюнку (рис. 4, *в*). Конструкція фрези дозволяє регулювати кут нахилу ріжучих елементів (пластин) від 3° до 8°.

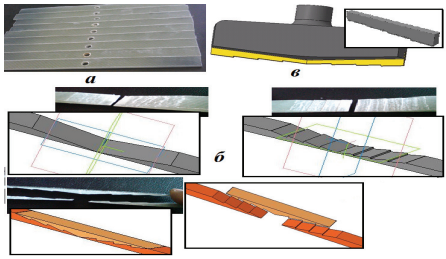


Рис. 4. Підготовлені до різного типу ремонту зразки (*а*) та ремонтні вставки (*б*), а також збірна фреза зі вставними різальними пластинами (*в*)

В усіх зразках була вибрана однакова довжина нахиленої частини, яка дорівнювала 66 мм, при цьому кут нахилу поверхні становив 3,5°, а відношення товщини зразка до довжини скошеної частини 1/16. У ступінчастому зразку кут нахилу поверхні складав 6°.

Ремонт пошкоджених пластин був змодельований з'єднанням двох половин зразків приформованими шарами такої ж самої біаксіальної прошивної склотканини з аналогічною схемою укладання шарів. Просочення шарів та вклеювання вставки проводилося аналогічно зразкам з подальшим формуванням у вакуумному мішку Після закінчення формування зразки були випробувані на розтягання до розриву (рис 5, *а*) з метою визначення граничного напруження $\sigma_{гр}$, при якому відбувається руйнування ремонтного з'єднання: $\sigma_{гр} = P_{max} / A_m$, де P_{max} – руйнівне навантаження, а A_m – середня площа поперечного перерізу зразка до виконання ремонтного з'єднання.

Були отримані у випробуваннях наступні значення граничних залишкових напружень: скошені поверхні та приформована латка $\sigma_{гр.} = 117{,}6$ МПа, що складає 33,84% від σ_u; зубчасто-ступінчасті поверхні та приформована латка $\sigma_{гр} = 112{,}5$ МПа (32,34% від σ_u); зубчасто-сту-пінчасті поверхні та вклеєна вставка $\sigma_{гр}$=92,46 МПа (26,61% від σ_u). Зразки після проведення випробувань з отриманими результатами представлені на рис. 5, *б*.

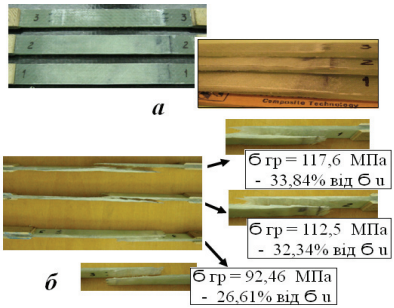


Рис. 5. Зразки до випробувань (*а*) та після їх проведення з отриманими результатами (*б*)

Результати експерименту показали, що у відновленому елементі слабкою ланкою є місце склеювання. Тому щоб перенести навантаження виконується ступінчаста форма ремонтної поверхні із висотою виступів 1,5 ÷ 2 мм. Таким чином навантаження розподіляється між клейовим з'єднанням і виступами. Щоб досягти максимальну висоту виступу, зберігаючи при цьому достатню товщину ''тіла'' пошкодженого елементу і закладки, доцільно зробити перехід між виступами посередині довжини ремонтної поверхні.

Висновки

Конструкція ремонтної поверхні визначається товщиною пошкодженого матеріалу. При товщині менше 8 мм недоцільно використовувати сферичні поверхні із-за складнощів конструювання спеціалізованого інструменту.

За результатами експериментів було виявлено, що зубчасто-ступінчасті та скошені (конічні) поверхні при імітації ремонту методом приформування ремонтних латок дають приблизно однакові (у межах похибки експерименту) дані залишкової граничної міцності, незважаючи на різницю у площі контакту.

Залишкова міцність зразка, який було відремонтовано вклеюванням зубчасто-ступінчастої вставки виявилась на 18% меншою від середньої залишкової міцності зразків відремонтованих шляхом приформування латок.

Загальним є висновок, що під кожний тип пошкодження та матеріал необхідно підбирати технологію ремонту та інструментальне забезпечення.

Список літератури

1. Панин В.Ф., Гладков Ю.А. Конструкции с заполнителем: Справочник. – М.: Машиностроение, 1991. – 272с.

2. Астанін В.В., Глоба О.В., Шевченко О.А. Експлуатаційні пошкодження елементів конструкцій літальних апаратів із композиційних матеріалів і методи їх ремонту. – К.-Технологічні системи, №4, 2011. – С. 46-52.

3. Глоба А.В. Ремонт виробів з листового композиційного матеріалу. Наука, техника, виробництво. Експрес-новини.–К.: № 5-6.1999. С.17-19.

УДК 629.735.015.4:539.421/.431:519:766.4(045)

С.Р. Ігнатович, д.т.н., проф., Є.В. Каран, аспірант
В.С. Краснопольский, студент, Л.А. Хумарян, студентка
(Національний авіаційний університет, Україна, м. Київ)

НАДІЙНІСТЬ ЗАКЛЕПКОВИХ З'ЄДНАНЬ АВІАЦІЙНИХ КОНСТРУКЦІЙ ПРИ БАГАТООСЕРЕДКОВОМУ ВТОМНОМУ ПОШКОДЖЕННІ (MSD)

Процес багатоосередкового пошкодження (MSD) заклепкових з'єднань авіаційних конструкцій статистично описується у часі з врахуванням трьох факторів втомного руйнування – часу до виникнення тріщини біля отворів під заклепку, розмірної неоднорідності дефектів та об'єднання зустрічних тріщин від сусідніх отворів. На основі ймовірнісних показників цих факторів визначаються характеристика працездатності заклепкового з'єднання – функція безвідмовної роботи конструкції. Граничний стан конструкції – руйнування хоча б однієї перемички між отворами.

Багатоосередкове пошкодження (Multiple Site Damage – MSD) авіаційних конструкцій проявляється, як правило, в рядах заклепкових з'єднань і характеризується виникненням втомних тріщин біля отворів під клепки, їх розповсюдженням вздовж з'єднання і об'єднанням тріщин, що зростають назустріч одна до одної з сусідніх отворів [1].

Враховуючи велику кількість заклепкових з'єднань в конструкціях сучасних літальних та апаратів цілком очевидно, що оцінка ресурсних показників, надійності та залишкової міцності таких конструкцій повинна відбуватися у імовірнісному аспекті. При цьому базовою характеристикою пошкоджуваності є функція $F_i(t)$ розподілу часу t до виникнення тріщини початкового розміру a_0 (як правило a_0 =1,27 мм [2]). Для авіаційних конструкцій з алюмінієвих сплавів приймається розподіл Вейбулла [3]:

$$F_i(t) = 1 - \exp\left[-\left(\frac{t}{\beta} \right)^{\alpha} \right], \qquad (1)$$

де α – параметр форми; β – параметр масштабу.

Розглянемо елемент обшивки фюзеляжу літака, який розташований вздовж заклепкового з'єднання з n заклепок та включає перемичку між двома сусідніми отворами радіусом r.

При n заклепках кількість таких елементів буде $n-1$, причому перемичка любого з них в момент часу t може знаходитися в трьох можливих станах: 1) тріщини відсутні; 2) присутня одна тріщина; 3) є дві тріщини.

Приймаємо, що на початковій стадії MSD ці стани є незалежними, тобто виникнення тріщини в любому з отворів не залежить від того чи

присутня вже тріщина с іншої сторони цього отвору, а також від наявності тріщин в сусідніх отворах.

Таким чином, можливі стани елементу, що розглядається, створюють повну групу незалежних випадків, а їх імовірності позначимо, відповідно, як $P_0(t)$, $P_1(t)$ и $P_2(t)$. Враховуючи, що перемичка включає два потенційних джерела зародження тріщин, виразимо ці імовірності через функцію розподілу часу до виникнення тріщини $F_i(t)$:

$$P_0(t) = [1 - F_i(t)]^2; \tag{2}$$

$$P_1(t) = 2F_i(t)[1 - F_i(t)]; \tag{3}$$

$$P_2(t) = F_i^2(t). \tag{4}$$

Приймаємо, що граничний стан при MSD відповідає руйнуванню хоча б одної з перемичок в заклепковому з'єднанні. Ця подія може бути досягнута двома способами.

1. За рахунок розповсюдження *одної* тріщини в перемичці до граничної довжини a_*,

2. За рахунок об'єднання *двох* тріщин, що зростають в перемичці назустріч одно до одної.

Для будь якого елементу конструкції, що має одну тріщину, імовірність того, що її довжина в момент часу t менше значення a_* буде дорівнювати

$$q_1(a_*;t) = F_a(a_*;t), \tag{5}$$

При достатньо великому n ($n >> 1$) кількість таких елементів $n_1(t)$ можна визначити з статистичної оцінки для імовірності $P_1(t)$:

$$n_1(t) = (n-1)P_1(t) \tag{6}$$

Імовірність того, що ні в одному з $n_1(t)$ елементів заклепкового з'єднання за час t довжина тріщин не буде перевищувати значення a_*, з врахуванням (5) і (6) буде дорівнювати

$$Q_1(a_*;t) = q_1^{n_1(t)}(a_*;t) = F_a^{(n-1)P_1(t)}(a_*;t). \tag{7}$$

На основі (7) отримуємо вираз для імовірності граничного стану, коли хоч би в одній перемичці заклепкового з'єднання в момент часу t тріщина буде мати довжину, що перевищує критичне значення a_*

$$\Omega_1(a_*;t) = 1 - Q_1(a_*;t) = 1 - F_a^{(n-1)P_1(t)}(a_*;t). \tag{8}$$

Розглянемо другий спосіб реалізації граничного стану – руйнування перемички за рахунок об'єднання зростаючих назустріч одна до одної тріщин.

Хай для елементу конструкції, що має дві тріщини в перемичці, відома імовірність їх об'єднання $G(t)$ в момент часу t. Кількість таких елементів при $n >> 1$ буде приближуватися до значення

$$n_2(t) = (n-1)P_2(t). \tag{9}$$

Імовірність того, що ні в одному з $n_2(t)$ елементів заклепкового з'єднання за час t об'єднання тріщин не відбудеться, визначається співвідношенням

$$Q_2(t) = \left[1 - G(t)\right]^{(n-1)P_2(t)}. \tag{10}$$

Аналогічно раніш використаному підходу, для імовірності реалізації граничного стану заклепкового з'єднання при об'єднанні тріщин хоч би в одному елементі будемо мати

$$\Omega_2(t) = 1 - \left[1 - G(t)\right]^{(n-1)P_2(t)}. \tag{11}$$

Відповідно до прийнятої раніш умови, граничний стан заклепкового з'єднання реалізується при руйнуванні хоча би одної пошкодженої перемички або із-за зростання одної тріщини до граничного розміру a_*, або за рахунок об'єднання зростаючих назустріч одна до одної тріщин. Ці події є незалежними, тому, використовував вирази (8) та (11), для імовірності реалізації граничного стану за час t можна записати

$$\Omega_*(t) = \Omega_1(a_*;t) + \Omega_2(t) = 2 - F_a^{(n-1)P_1(t)}(a_*;t) - \left[1 - G(t)\right]^{(n-1)P_2(t)} \tag{12}$$

На основі формули (12) можна визначити характеристику надійності заклепкового з'єднання – імовірність безвідмовної роботи.

Як вже відмічалось, заклепкове з'єднання з n заклепок в ряду, включає $n-1$ перемичок між отворами. Імовірність руйнування перемички задається функцією (12) при умові, що перемичка до цього часу була пошкоджена – має одну чи дві тріщини. Імовірність пошкодження дорівнює $1 - P_0(t)$. Таким чином, для імовірності $P_*(t)$ події, що люба, випадковим чином вибрана з сукупності $n-1$ перемичка, до моменту часу t буде зруйнована, можна записати

$$P_*(t) = [1 - P_0(t)]\Omega_*(t). \tag{13}$$

Тоді імовірність безвідмовної роботи (надійність) заклепкового з'єднання $R(t)$ – імовірність такої події, коли за час t ні одна перемичка між отворами не буде зруйнована, визначиться виразом

$$R(t) = [1 - P_*(t)]^{n-1} = [1 - \Omega_*(t) + \Omega_*(t) P_0(t)]^{n-1} \quad (14)$$

Функцію (14) можна трактувати як залежність залишкової міцності заклепкового з'єднання і на основі її зміни від циклічного напрацювання назначати періодичність контролю конструкції на наявність та розвиток пошкоджень.

Висновки

Для чисельної оцінки надійності заклепкових з'єднань авіаційних конструкцій при MSD необхідно мати статистичні розподіли трьох випадкових величин: часу (числа польотних циклів) до виникнення втомної тріщини в отворах під заклепку (функція розподілу $F_i(t)$); довжини тріщин в фіксований момент часу експлуатації (функція розподілу $F_a(a;t)$); часу до об'єднання тріщин, що зростають від сусідніх отворів назустріч одна до одної (функція розподілу $G(t)$).

В теперішній час найбільш інформативно забезпеченою для авіаційних конструкцій є методологія визначення функції розподілу $F_i(t)$. Ця функція є основною, так як розподіл довжини тріщин, що описується функцією $F_a(a;t)$, в основному визначається випадковим часом їх виникнення. В свою чергу випадкове об'єднання зустрічних тріщин (функція $G(t)$) об'єктивно залежить від статистичної неоднорідності їх розмірів в фіксований момент часу t .

Таким чином, реалізація методології чисельної оцінки надійності заклепкових з'єднань, що викладена в цій роботі, можлива при наявності адекватних статистичних моделей, що дають обґрунтування функцій $F_a(a;t)$ та $G(t)$.

Список літератури

1. *Schijve J.* Multiple-site damage in aircraft fuselage structures // Fatigue Fract. Eng. Mater. Struc. – 1995. – Vol. 18, 3. – P. 329 – 344.

2. Handbook for Damage Tolerant Design / AFGROW.net. / Fracture Mechanics and Fatigue Crack Growth Analysis software tool. Section 3.2: Equivalent Initial Quality. 2010. – P. 3.2.1-3.2.11.
Режим доступу:
http://www.afgrow.net/applications/DTDHandbook/pdfs%5CSec3_2_0.pdf

3. Recommendations for regulatory action to prevent widespread fatigue damage in the commercial airplane fleet: a report of the AAWG (Final Report) / Airworthiness Assurance Working Group;– 1999. – 162 p.
Режим доступу:
http://www.faa.gov/aircraft/air_cert/design_approvals/transport/aging_aircraft/media/ARAC_ WFDFinalReport399A.pdf.

УДК 622.02+532.5

М.К. Байжуманов к.ф.м.н., доктор PhD,
К.З. Сартаев д.т.н., С.Ж. Карипбаев, к.т.н.
(Академия Гражданской Авиации, Республика Казахстан, г. Алматы)

ЗАДАЧА О НАПРЯЖЕННО-ДЕФОРМИРОВАННОМ СОСТОЯНИИ РОТОРА ЭЛЕКТРОСТАТИЧЕСКОГО ГИРОСКОПА

Задача о напряженно-деформированном состоянии ротора решается в квазистационарной постановке. Определены деформации ротора гироскопа. Получено асимптотическое выражение для перемещения точек ротора с учетом частотных характеристик темпиратурного поля.

Использование ЭСГ на космических аппаратах привлекательно по той причине, что в условиях космоса легче поддерживать необходимую степень вакуума в гироскопе, решать задачу поддержания ротора во взвешенном состоянии, снизить энергопотребление системы. В месте с тем, использование ЭСГ в условиях космического пространства требует решения комплекса новых задач, как в области теории, так и в области высоких технологий.

В данной работе основное внимание уделяется нахождению количественных оценок переходного процесса ротора неконтактного гироскопа, приводящего к стационарному вращению вокруг оси наибольшего момента инерции. Для этого рассматривается сплошной шаровой ротор неконтактного гироскопа, в экваториальной области которого имеется узкая кольцевая область, изготовленная из материала с более высокой плотностью.

При нахождении деформации ротора наибольший интерес представляет вариант медленного изменения температуры во времени. В этом случае можно пренебречь инерционными членами в уравнениях Ляме и трактовать задачу как квазистатическую. Учитывая сферическую симметрию задачи, имеем одно дифференциальное уравнение для определения радиального перемещения u_r, вызванного наличием температурного поля

$$\frac{\partial^2 u_r}{\partial r^2} + \frac{2\partial u_r}{r\partial r} - \frac{2}{r^2}.u_r = \gamma R.\frac{\partial T}{\partial r} \qquad (1)$$

Здесь T температура окружающей среды [1]

$$T(\tau,t) = \sum_{i=1}^{\infty} C_n \left[\upsilon(k_n r).\exp(i\omega_n t) + \sum_{m=1}^{n} E_{mn}\upsilon(\mu_m r).\exp\left(-\mu_m^2 \, t/\tau_0\right)\right] \qquad (2)$$

С граничным условием

$$\sigma_{rr}|_{r=1} = 0 \qquad (3)$$

$$\gamma = \alpha_t(2G + 3\lambda)/ (\lambda + 2G)$$

σ_{rr} – радиальное напряжение, G,λ – параметры Ляме материала шара,

α_t – коэффициент линейного температурного расширения материала ротора.

Как известно ([2], стр. 527), решение уравнения (2), с граничным условием (3) имеет вид

$$u_r(r,t) = \frac{\gamma R}{r^2}\left[\int_0^r T(r,t)r^2 dr + \frac{4G}{3\lambda + 2G} r^3 \int_0^1 T(r,t)r^2 dr\right] \quad (4)$$

Подставляя (3) в (4) и полагая r = 1, получим перемещения точек поверхности ротора

$$u(t) = u_r(r,t)\vdots_{r=1} = 3a_t R\sum_{n=1}^{\infty} C_n\left\{\frac{1}{л_m^2}[\upsilon(л_m) - \cos л_m]\exp(i\omega_n t) + \sum_{m=1}^{\infty}\frac{E_{mn}}{\mu_m^2}[\upsilon(\mu_m) - \cos\mu_m]\exp\left(\mu_m^2\, t/\tau_0\right)\right\}$$

$$k_n = -\tau_0.\omega_n.i \quad (5)$$

Из формул (4), (5) вытекает интересный результат, что перемещения точек поверхности ротора не зависят от упругих характеристик λ,G материала.

Оценим числовой порядок величины τ_0, входящей в выражение k_n, определяемое формулой (5). Рассмотрим шаровой бериллиевый ротор радиуса $R = 5\cdot 10^{-3}$ м. Температуру окружающей среды возьмем 296^0К (23^0С). Теплопроводность бериллия $\partial\ell$ = 1.45x10^2 вт/ (м К), теплоемкость с= 1.9x10^3 Дж/ $\kappa г\cdot К$, плотность р = 1.84 10^3 кг /м^3, постоянная Стефана – Больцмана σ_0 = 5.7 10^{-8} вт/ (м^{2}К^4). Имеем

$$\tau_0 = 0.625 \text{ с.} \quad (6)$$

Для реальных конструкций период изменения температуры среды $2\pi/\omega_n$ измеряется минутами или часами. Поэтому коэффициент k_n, как следует из (5) и (6), является малым параметром

$$|k_n| << 1 \quad (7)$$

Условие (7) позволяет получить простые асимптотические формулы для коэффициентов, входящих в (2)

$$C_n = A_n \frac{3\varepsilon}{3\varepsilon - k_n^2} \qquad (8)$$

Основной вклад в функцию u(t) вносит слагаемое с m = 1, так как остальные слагаемые (m= 2,3….) быстро убывают с течением времени и через небольшой промежуток времени оказываются малыми. Поэтому приведем асимптотически упрощенную формулу для (4) в случае, когда m = 1. Принимая во внимание $E_{mn} = -\mu_m\left[\upsilon(k_n - \mu_m) - \upsilon(k_n + \mu_m)\right] \Big/ \left(k_n\left[1 - \upsilon(2\mu_m)\right]\right)$ и используя малость параметров k_n и μ_1, найдем асимптотические разложения для коэффициентов E_{1n} и функций $\upsilon(k_n r)$, $\upsilon(\mu_1 r)$, входящих в (2)

$$E_{1n} = -1, \qquad \upsilon(k_n r) = \upsilon(\mu_1 r) = 1 \qquad (9)$$

Учитывая (5), (1.13), (2) и подставляя (8), (9) в (4), получим окончательную формулу для перемещений точек ротора

$$u_r(r,t) = ru(t)$$

$$u(t) = \alpha_t R\Sigma \; A_n \; 1\frac{1 - t\omega_n\tau_1}{1 + \omega^2{}_n\tau^2{}_1}\left[\exp(t\omega_n t) - \exp\left(-\,t \Big/ \tau_1\right)\right] \qquad (10)$$

Функция u (t) дает асимптотическое представление для перемещений (5) точек поверхности ротора. Таким образом, из (10) следует, что при наличии малых параметров k_n и μ_1 перемещения u_r (r, t) с точностью до величин второго порядка малости оказывается линейной функцией радиуса r.

Принимая во внимание (2), непосредственным вычислением нетрудно убедиться, что выражение для перемещений точек поверхности ротора u (t) может быть записано в виде [3]

$$u(t) = \int_0^t N(t - \xi)F(\xi)d\xi \qquad (11)$$

где функция веса

$$N(t) = a_t R \;\; \exp\left[\left(-\,t \Big/ \tau_1\right)\right] / \tau_1$$

Является оригиналом изображения по Лапласу передаточной функции вида

$$a_t \, R \Big/ \left(1 + \tau_1 p\right) \qquad (12)$$

Выводы

Таким образом, оказалось, что перемещения точек поверхности ротора могут быть вычислены как результат прохождения температуры окружающей среды (2) через линейное апериодическое (инерционное) звено первого порядка с постоянной времени τ_1и передаточной функцией (12).

Оценим числовой порядок постоянной времени τ_1 для ротора, физические и геометрические характеристики которого были приведены выше. Если взять степень черноты поверхности ротора s=0.1,то постоянная времени $\tau_1 = \tau_0 \Big/ \mu_1^2$, оказывается равной 2.58 часа. При s=0.5 постоянная времени составит 0.45часа.

Список литературы

1. Карипбаев С. Ж.., Ландау Б. Е., Мартыненко Ю. Г., Подалков В. В. Зависимость угловой скорости электростатического гироскопа от температуры окружающей среды // Изв. АН РАН. МТТ.- 1993. - №3

2. Лурье А. И. Теория упругости – М.: Наука, 1970. – 940с.

3. Мартыненко Ю. Г. Движение твердого тела в электрических и магнитных полях. – М.: Наука, 1988.- 386с.