

СЕКЦІЯ 4

СТВОРЕННЯ, ЕКСПЛУАТАЦІЯ ТА РЕМОНТ АВІАЦІЙНОЇ ТЕХНІКИ

Керівники секції: полковник П.О. Скоренький;
д.т.н. с.н.с. підполковник Є.О. Українець
Секретар секції: к.т.н. с.н.с. підполковник А.В. Приймак

ПРІОРИТЕТНІ НАПРЯМКИ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ СПРАВНОСТІ ТА БОЕЗДАТНОСТІ АВІАЦІЙНОЇ ТЕХНІКИ ПОВІТРЯНИХ СИЛ ЗБРОЙНИХ СИЛ УКРАЇНИ

П.О. Скоренький¹; М.І. Суханов², к.т.н.

¹Командування Повітряних Сил Збройних Сил України;

²Харківський університет Повітряних Сил імені Івана Кожедуба

Забезпечення справності та боєздатності авіаційної техніки є сьогодні пріоритетним напрямком діяльності інженерно-авіаційної служби Повітряних Сил Збройних Сил України. Невирішеність ряду принципових проблем, головною з яких, без сумніву, є недостатній рівень фінансування ремонту та модернізації існуючої авіаційної техніки (АТ), не дозволяє робити чіткі прогнози щодо очікуваного рівня боєздатності навіть на короткострокову перспективу. В доповіді акцентується основна увага на тому, що сьогодні Командування Повітряних Сил Збройних Сил України практично закінчило формування нормативно-правової бази, яка спрямована на вирішення більшості проблем. Для зменшення залежності від бюджетного фінансування програм забезпечення справності АТ, в ній передбачені й альтернативні методи забезпечення фінансування ремонту та модернізації останньої. До них відносяться, як прямі методи отримання додаткових коштів за рахунок, наприклад, продажу надлишкової АТ, використання відповідних схем розрахунку із авіаційно-ремонтними заводами, так і методи, що спрямовані на мінімізацію витрат на забезпечення справності техніки за рахунок, запровадження системи контрольньо-відновлювальних робіт на АТ, постійного моніторингу стану старіючої АТ, дослідження її льотної придатності тощо. Командування Повітряних Сил Збройних Сил України чітко розуміє, що ті напрямки забезпечення справності та боєздатності АТ, що реалізуються сьогодні, є частковими й прийде час, коли прийдеться приймати рішення щодо припинення експлуатації існуючих зразків, а тому активно досліджує напрямки оновлення авіаційного парку. Розуміючи, що промисловість України не спроможна забезпечити випуск усього спектру АТ військового призначення, основна ставка робиться на співробітництво між країнами, і в першу чергу, з країнами СНД, в напрямку участі України в програмах створення сучасної АТ, сумісної розробки окремих систем літальних апаратів тощо.

АНАЛІЗ ПРОВЕДЕНОЇ РОБОТИ З ОСНАЩЕННЯ ЗБРОЙНИХ СИЛ УКРАЇНИ БЕЗПЛОТНИМИ АВІАЦІЙНИМИ КОМПЛЕКСАМИ ТА НАПРЯМИ ПОДАЛЬШОГО РОЗВИТКУ

О.П. Гудима, к.т.н., с.н.с.

Генеральний штаб Збройних Сил України

Відповідно до наказів Міністра оборони України в період до 2025 року сплановано заходи щодо оснащення Збройних Сил України безпілотними авіаційними

комплексами (далі – БпАК). На реалізацію визначених заходів: здійснено розробку оперативного-тактичних вимог до шести типів БпАК; створено: робочу групу в Міністерстві оборони України, спільну робочу групу Міністерства оборони України та Державного концерну “Укроборонпром”, міжвідомчу робочу групу з організації виробництва безпілотних літальних апаратів на вітчизняних підприємствах авіабудування в Державному агентстві України з управління державними корпоративними правами та майном; вивчені можливості промисловості щодо виробництва БпАК; проведені показові випробування на базі військової частини А0156 БпАК класів міні-БпАК, мікро-БпАК вітчизняного виробництва; вивчено можливості вищих військових навчальних закладів щодо підготовки операторів БпАК. В подальшому заплановано: розробка вимог до інших класів БпАК; організація наукових досліджень з формування обрису та макетів складових БпАК (для різних класів); відкриття дослідно-конструкторських робіт по розробці БпАК.

КЛАССИФИКАЦИЯ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

*А.Г. Корченко, д.т.н., проф.; О.С. Ильшин
Национальный авиационный университет*

Беспилотные летательные аппараты (БЛА) в основном использовались для военных целей. ИКАО поставило задачу рассмотреть и разработать интегрированный подход к современным требованиям и к техническим характеристикам БЛА для гражданской авиации (ГА). В связи с этим целью этой работы является разработка обобщенной классификации БЛА по основным признакам, в которой интегрированы все необходимые параметры для дальнейшего её использования при разработке соответствующего оборудования беспилотных авиационных систем (БАС). Классификации БЛА для военной авиации (ВА) могут использоваться только странами разработчиками, в отличие от обобщенной классификации для ГА, предоставляющим право межгосударственных полётов (т.е. выполнение полётов как в сегрегированном, так и не в сегрегированном воздушном пространстве). На базе обобщения известных классификаций и тактико-технических характеристик существующих беспилотных летательных аппаратов, с учётом требований ИКАО предлагается классифицировать по 16 основным признакам: 1) использованию; 2) типу системы управления; 3) правилам полета; 4) классам воздушного пространства; 5) типу летательного аппарата; 6) типу крыла; 7) направлению взлета/посадки; 8) типу взлета/посадки; 9) типу двигателя; 10) топливной системе; 11) типу топливного бака; 12) количеству использований; 13) категории (с учётом массы и максимальной дальности действия); 14) радиусу действия; 15) высоте; 16) функциональному назначению. Разработанная классификация может использоваться международными авиационными организациями, комитетами и группами, например, для разработки и создания комплекса по защите информации БАС/ БпАК (аэронавигационной, управления, передаваемой как через узел связи) от атак.

ПОКОЛЕНИЯ РЕАКТИВНЫХ САМОЛЕТОВ-ИСТРЕБИТЕЛЕЙ

*Е.А. Украинец, д.т.н., с.н.с.; В.В. Логинов, д.т.н., с.н.с.
Харьковский университет Воздушных Сил имени Ивана Кожедуба*

В докладе раскрывается взаимная связь между поколениями самолетов-истребителей и уровнем научно-технического развития двигателей силовых установок. Выбор для рассмотрения истребительной авиации обусловлен тем, что самолет-истребитель является не только одной из самых сложных технических систем целом,

но и наиболее яркий образец рациональности сочетания основных параметров. Показано, что при данном уровне развития авиационной техники различные типы самолетов имеют разные летно-технические данные благодаря отличию в распределении массы самолета между его частями. Показано, что летно-технические характеристики самолетов существенно зависят от уровня двигателестроения и аэродинамики летательных аппаратов. Так, по мере уменьшения удельного веса силовой установки, то есть, по мере совершенствования двигателей, зависимость относительных весов частей самолета смещается в сторону больших максимальных скоростей. То, что принято называть “поколениями” боевой техники отражает переломные изменения во взглядах военных теорий применения и эффективности использования систем вооружений, связанные с научно-техническим развитием, возникновением и развитием новых технологий, появлением принципиально новых возможностей. Характерным признаком перехода к новому поколению самолетов-истребителей является коренное изменение тактики боевого применения, обусловленное научно-техническим развитием подсистем ЛА, возникновением и развитием новых технологий в двигателестроении и самолетостроении. Анализ этих признаков позволяют выделить 5 поколений реактивных самолетов-истребителей. Показано, что смене поколений ЛА предшествуют существенные улучшения в области аэродинамики и двигателестроения. Так, появлению самолета-истребителя пятого поколения предшествовало создание турбореактивных двухконтурных двигателей с форсажной камерой сгорания с малой степенью двухконтурности и удельной массой менее 10 %, интеграцией сопла с отклоняемым вектором тяги в контур управления самолета, достижение рационального компромисса между газодинамическим совершенством и малой радиолокационной заметностью нерегулируемого воздухозаборника. Представлены основные зависимости параметров и характеристик ЛА разных поколений.

ОБҐРУНТУВАННЯ ТА ВПРОВАДЖЕННЯ ОПТИМАЛЬНИХ ШЛЯХІВ ЕКСПЛУАТАЦІЇ ВІЙСЬКОВОЇ АВІАЦІЙНОЇ ТЕХНІКИ

О.М. Добриденко, к.т.н., с.н.с.

Державний науково-дослідний інститут авіації

У бойовому складі авіації Повітряних Сил Збройних Сил України перебувають літальні апарати (ЛА), що відносяться до авіаційної техніки 3-го та 4-го покоління і були виготовлені переважно в кінці 80-х – на початку 90-х років. Укомплектованість Повітряних Сил літальними апаратами складає 100%, але через вичерпання попередньо встановлених строків служби і ресурсів (до першого ремонту, міжремонтних, призначених) більшість ЛА знаходиться в несправному стані. Для забезпечення максимального використання ресурсних можливостей військової авіаційної техніки на основі науково-методичного апарату визначення її граничного технічного стану вирішено наступні питання: розроблено методику визначення граничного технічного стану літаків, що знаходяться у складі авіації ПС ЗС України; відпрацьовано рекомендації щодо організації робіт з визначення граничного технічного стану літаків, що знаходяться у складі авіації ПС ЗС України; обґрунтовано пропозиції щодо шляхів подальшої експлуатації старіючого парку авіації ПС ЗС України. Довідково: Створено загальний методичний апарат на базі якого буде запропоновано розробку Комплексних програм досліджень для кожного типу ЛА. Оскільки, відповідно до Концепції підтримання справності АТ до 2025 року, необхідно вирішити проблему, яким саме чином справність парку АТ можливо забезпечити.

РАДИОЛОКАЦИОННАЯ ЗАМЕТНОСТЬ ВОЗДУШНЫХ ВИНТОВ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Е.А. Украинец, д.т.н., с.н.с.; Е.В. Спиркин, д.т.н., с.н.с.

Харьковский университет Воздушных Сил имени Ивана Кожедуба

Доклад посвящен определению характеристик рассеяния воздушных винтов в безэховой камере сверхвысоких частот Харьковского Национального университета имени В.Н. Каразина. Представлена методика проведения модельного эксперимента. Используемая в эксперименте безэховая камера имеет криволинейные стенки, размеры 8,3 м×5,2 м×4 м, принадлежит к 1 классу точности, спроектирована для точных измерений параметров радиосистем. Для проведения эксперимента с моделями вращающихся воздушных винтов была изготовлена диэлектрическая колонна с фторопластовой втулкой. Привод осуществлялся электродвигателем, крутящий момент для обеспечения вращения воздушного винта СДВ-1 передавался на втулку посредством диэлектрического гибкого вала. Двухлопастной воздушный винт СДВ-1 широко применяется в винтовой авиации, его геометрические и аэродинамические характеристики достоверно известны. При изготовлении композитной модели СДВ-1 использованы материалы, типичные для изготовления композитных авиационных конструкций воздушных винтов. Для исключения коробления деревянная модель СДВ-1 изготовлена из переклеенной древесины липы, внешняя поверхность покрытия лаком, отполирована. Металлизированная модель СДВ-1 получена из композитной модели путем напыления молекул алюминия на внешнюю поверхность. Анализ результатов эксперимента позволил сделать вывод о том, что в аэродинамических компоновках с воздушными винтами в атакующем ракурсе существенный вклад в величину эффективной поверхности рассеяния вносят воздушные винты. Снижение уровня радиолокационной заметности выбором формы лопастей сталкивается с непреодолимыми трудностями, следовательно доступными конструктору альтернативами является выбор материала лопастей воздушных винтов и реализация экранирования «блестящих» элементов специально спроектированными малоотражающими – крыльями пространственных форм.

ПРОБЛЕМНЕ ПИТАННЯ ЩОДО ПІДТРИМАННЯ БОЄЗДАТНОСТІ БОЙОВИХ ЛІТАКІВ

М.Б. Сушак, к.т.н., с.н.с.; В.В. Кіреєнко

ЦНДІ озброєння та військової техніки Збройних Сил України

Враховуючи основні напрями військово-технічної політики зазначених в новій редакції Воєнної доктрини України основний акцент робиться на посилення повітряного потенціалу за рахунок модернізації та продовження ресурсу бойових літаків. Для підтримання необхідного рівня боєздатності авіації має витримуватись щорічна норма планового оновлення парку бойових літаків в середньому на 4-6%, що підтверджує досвід розвинених країн світу. Питання вибору варіанту оновлення парку бойових літаків з визначенням конкретного їх типу та самого механізму оновлення потребує додаткового вивчення та відповідного наукового обґрунтування. Щодо існуючих варіантів модернізації бойових літаків Повітряних Сил (ПС) з урахуванням існуючого обсягу фінансування та потенційних можливостей підприємств ОПК слід зазначити, що ефективність їх дуже низька. Зазначений комплекс заходів насправді являє собою лише перелік доробок спрямованих, головним чином на покращення показників надійності бортових систем літака, удосконаленню навігацій-

ного обладнання та розширення його можливостей щодо контролю й рестрації параметрів, що характеризують технічний стан літака, двигунів й бортових систем. Літак, як і раніше не здатний ефективно застосовувати перспективну ВТЗ по наземним цілям і залишається на рівні базового варіанту. Все це викликає сумніви щодо подальшого продовження робіт з таких варіантів модернізації. В доповіді пропонується розглянути варіанти пріоритетності поглибленої модернізації літаків тих типів, які складають основу бойового потенціалу ПС після 2017 року. Саме на ці заходи пропонується ціленаправлено витратити основні кошти, а не розпорозувати їх за варіантами так називаємої "малої модернізації".

АНАЛІЗ НАПРЯМІВ РОЗВИТКУ БОЙОВИХ ВЕРТОЛЬОТІВ

*С.П. Бісик, к.т.н.; В.А. Голуб, к.т.н., с.н.с.; В.Р. Схабицький
ЦНДІ озброєння та військової техніки Збройних Сил України*

Застосування вертольотів супроводжується факторами, що призводять до аварійних ситуацій, причинами яких можуть бути: пошкодження внаслідок вогневої протидії противника; відмови і несправності авіаційної техніки; помилки пілотів. Для рятування екіпажу в цих випадках використовуються засоби примусового та не примусового аварійного покидання вертольоту, системи пасивного захисту екіпажу від ударних перевантажень. Вивчення наслідків авіаційних подій (АП) дає цінну інформацію про можливість та напрями розвитку засобів рятування екіпажу, дозволяє виявити причини АП та прийняти міри по їх зменшенню. Статистика АП показує, що найбільша їх кількість, пов'язаних з аварійною посадкою і загибеллю (травмуванням) членів екіпажу (пасажирів), проходить на вертольотах. Встановлено, що в багатьох випадках аварійна посадка – єдиний спосіб рятування екіпажу в аварійній ситуації. Вона супроводжується високою частотою загибелі (39-45%) та травмування (20%) льотного складу. Це пов'язано з дією ударних перевантажень в момент аварійної посадки і практично відсутності засобів протиударного захисту екіпажу. Високий рівень смертності серед льотного складу в АП, які завершилися аварійною посадкою, свідчить про недостатній протиударний захист екіпажу та пасажирів. Отриманий розподіл травм при аварійній посадці: травми голови – 40,3%, травми хребта – 29,1%. Це є наслідком того, що на вертольотах відсутні ефективні засоби рятування екіпажу і пасажирів при аварійній посадці, що потребує впровадження в їх конструкції досконалої системи пасивного захисту екіпажу та пасажирів із заданим рівнем імовірності отримання травми при аварійній посадці.

ОСНОВНІ ТЕНДЕНЦІ РОЗВИТКУ ЛІТАКІВ ДАЛЬНОГО РАДІОЛОКАЦІЙНОГО ВІЯВЛЕННЯ І УПРАВЛІННЯ У СВІТІ

*С.О. Пономаренко, к.т.н.; Г.А. Медведєв
Державний науково-дослідний інститут авіації*

Спеціалізовані літаки дальнього радіолокаційного виявлення і управління (ДРЛВУ) в провідних у військово-технічному відношенні країнах світу є ключовим компонентом єдиної автоматизованої системи управління військами і значною мірою визначають ефективність функціонування такої системи в цілому. Основне призначення літаків ДРЛВУ полягає у своєчасному виявленні та розпізнанні повітряних, наземних і надводних цілей на великих відстанях. Додатково такі літаки забезпечують наведення на виявлені цілі своїх літаків, а також видачу даних про обстановку на земні, повітряні і корабельні пункти управління. Бойові можливості літаків ДРЛВУ значною мірою визначаються характеристиками комплексу їх бортового радіоселек-

ронного обладнання. Це складна інтегрована інформаційно-управляюча система, в якій можна виділити такі основні компоненти: підсистему виявлення повітряних та наземних (надводних) цілей; підсистему навігації, посадки, управління повітряним рухом та держпзнавання; підсистему обробки і відображення інформації, індикації та управління; підсистему передачі даних та зв'язку, підсистему радіоелектронної та оптико-електронної протидії. До основних світових тенденцій розвитку літаків ДРЛВУ можна віднести такі: створення принципово нових систем, у якості носіїв яких використовуються нові, більш досконалі цивільні або військово-транспортні літаки; підвищення тактико-технічних характеристик; розширення кола вирішуваних завдань; зниження вартості життєвого циклу і продовження термінів служби; встановлення бортового радіоелектронного обладнання нового покоління.

ОЦІНКА ЕФЕКТИВНОСТІ АЛЬТЕРНАТИВНИХ РУШІВ У НЕСУЧІЙ СИСТЕМІ ВЕРТОЛЬОТА

Ю.І. Миргород, к.т.н., проф.; В.А. Бердочник, к.т.н., доц.

Харківський університет Повітряних Сил імені Івана Кожедуба

Існуючі для вертольотів класичної схеми обмеження з максимальної швидкості горизонтального польоту пов'язані з неможливістю задовольнити суперечливі вимоги до несучого гвинта, що є одночасно засобом створення як піднімальної, так і пропульсивної сили вертольота. Сучасні концепції швидкісного вертольота передбачають сполучення несучого та хвостового штовхаючого гвинтів. Це дозволяє зберегти усі переваги звичайного вертольота (вертикальний зліт, маневреність, авторотація), додає суттєвої економічності та розширює діапазон швидкостей польоту. На теперішній час використання схеми співвісного несучого та хвостового штовхаючого гвинтів дозволило встановити рекорд швидкості у горизонтальному польоті 481,5 км/год. Теоретичне обґрунтування застосування нових рушіїв досить складне, оскільки вимагає врахування не тільки особливостей роботи несучого гвинта в умовах стисливості середовища, наявності значної зони зворотного обтікання, нестационарних ефектів, але й складної взаємодії несучого гвинта та рушія. Проведення числових експериментів з використанням вихрової лопатевої теорії несучого гвинта у поєднанні з теорією елемента лопаті дозволить отримати відповіді на основні питання аеродинамічного компонування, може окреслити параметричний обрис швидкісного вертольота, визначити необхідний перерозподіл споживаної потужності між групами гвинтів, оцінити ефективність застосування альтернативних рушіїв вцілому.

УВЕЛИЧЕНИЕ КРИТИЧЕСКИХ УГЛОВ АТАКИ ПУТЕМ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ОТСОСА ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ

В.Г. Лебедь, к.т.н., доц.; А.Л. Сушко

Харьковский университет Воздушных Сил имени Ивана Кожедуба

В авиации безопасности полетов ЛА уделяется большое внимание. Особый интерес вызывают вопросы сваливания и штопора, так как 18...20% всех аварий и катастроф самолетов связано со сваливанием и последующим попаданием в штопор. Сваливание происходит в полете на углах атаки близких к критическим или превышающие их. Поэтому для предотвращения сваливания необходимо увеличивать критические углы атаки на ЛА, до величин на которые самолет может выйти при ошибке в технике пилотирования: при потере скорости в прямолинейном полете; при перетягивании ручки управления в криволинейном маневре с большой перегрузкой; при попадании самолета в мощ-

ные восходящие потоки воздуха. На современных ЛА для предотвращения отрыва потока на больших углах атаки применяется механизация передней кромки крыла (предкрылки, носовые щитки, отклоняемые носки). Но как показывают эксперименты приращение критического угла атаки составляет $\approx 3 \dots 5^\circ$. Эффективным способом улучшения аэродинамических характеристик ЛА при больших углах атаки является управление отрывом потока на верхней поверхности крыла путем отсоса пограничного слоя. В докладе предлагается методика расчета аэродинамических характеристик крыла с учетом влияния отсоса пограничного слоя. В рамках предложенной методики производится расчет оптимального расположения отверстий отсоса на крыле а также необходимого количества отсасываемого воздуха и требуемой для этого энергии с целью минимизации затрат и увеличение эффективности применения данного способа.

ЛЕТАЮЩИЙ АППАРАТ ИНТЕГРАЛЬНОЙ СХЕМЫ

С.А. Скрытцкая

Харьковский национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»

Вопросы вертикального взлета и высокая стартовая тяговооруженность вызывают устойчивый интерес у разработчиков авиационной техники. В основе конструктивных решений этих задач лежит эффект Коанда, реализуемый в ряде опытных и серийных пилотируемых образцах. Определение преимуществ позволило сформировать облик стенового образца тягового модуля. Разработана модельная конфигурация программного комплекса для моделирования объекта исследования. Из рассмотрения основных аналогов вытекает актуальность создания транспортной системы вертикального взлета, в которой сочетаются ракетная тяговооруженность и полетная экономичность за счет использования принудительной циркуляции вокруг аэродинамического профиля. Основные физические факторы рабочего процесса: эффект Коанда, экранный эффект, эффект эжекции. Взаимодействие внешних и внутренних течений рассматривается в комплексе. Прилипание реактивной струи (эффект Коанда), создает не только требуемое направление силы тяги при взлете, но и повышение циркуляции вокруг аэродинамического профиля, также улучшаются пропульсивные характеристики в режиме старта и воздействие экранного эффекта на аэродинамический профиль. Опережающие численные исследования позволяют получить устойчивость рабочего процесса. Для решения задачи использован пакет программ: Visual Fortran 6.6, Mesh 3D, Solid Works, SolidWorks Flow Simulation (COSMOSFloWorks).

МЕТОДИЧЕСКИЕ АСПЕКТЫ ПРИМЕНЕНИЯ МЕТОДА АКУСТИЧЕСКОЙ ЭМИССИИ В ТРИБОДИАГНОСТИКЕ

Н.Г. Стадниченко¹, к.т.н., доц.; О.Н. Трошин¹, к.т.н.; В.В. Варваров¹;

В.Н. Стадниченко², к.т.н., доц.

¹Харьковский университет Воздушных Сил имени Ивана Кожедуба;

²Национальный авиационный университет

В последнее время в задачах трибодиагностики началось широкое применение метода акустической эмиссии (АЭ). В исследованиях в основном используются приборы и методологические подходы к контролю целостности конструкционных материалов. Главным методическим аспектом применения метода АЭ в этом случае есть разделение сигналов на два вида: АЭ от пластической деформации и от возрастающих трещин. Это обстоятельство определило как критериальную оценку источников излучения, так и конструктивные особенности приемно-усилительного тракта систем АЭ,

структуру компьютерной системы обработки и их программно-математическое обеспечение. Для диагностических комплексов, создаваемых для решения задач трибодиагностики, методические аспекты применения всех составных частей находятся в стадии формирования и нуждаются в обобщениях. Авторами сделаны рекомендации по выбору конструктивного исполнения датчиков и волноводов приёмно-усилительного тракта канала регистрации, программного обеспечения первичной обработки сигналов АЭ при решении задач трибодиагностики на машинах трения и на натуральных объектах контроля. Также в работе проведен сравнительный анализ разнобразных трибосистем, который показал высокую точность и чувствительность метода АЭ при определении их износоустойчивости. Показано, что при переходе от нормального изнашивания к патологическим явлениям, таким, например, как питтинговые разрушения, происходит значительное увеличение амплитуд АЭ. Поэтому разработанная методика может быть использована не только в лабораторных условиях, но и для диагностики узлов и агрегатов военной техники в процессе ее эксплуатации. Проведена метрологическая оценка чувствительности и точности автоматизированной системы трибодиагностики на основе метода АЭ. Авторами созданы теоретические основы для статистической обработки сигналов АЭ в ходе долговременных испытаний на трение и изнашивание широкого класса трибосистем.

АНАЛИЗ ПУТЕЙ МОДЕРНИЗАЦИИ САМОЛЕТА ТИПА СУ-25 С ЦЕЛЬЮ УЛУЧШЕНИЯ ЕГО ТАКТИКО-ТЕХНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК

А.Н. Сорочкин¹; В.В. Логинов¹, д.т.н., с.н.с.; А.В. Еланский²

¹Харьковский университет Воздушных Сил имени Ивана Кожедуба

²ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье

Модернизация вооружения и военной техники (ВВТ) является доминирующим способом улучшения эффективности действия войск (сил) до 2020 года и является существенным фактором повышения боевых качеств и возможностей ВВТ. Известно, что модернизация боевой АТ стоит в 6 – 10 раз дешевле, чем закупка новой. В связи с этим актуальной научной и прикладной задачей является модернизация ВВТ, в частности ЛА типа Су-25. Модернизация ЛА типа Су-25 вызвана необходимостью доведения его характеристик до уровня современных требований, получения преимущества над аналогичными образцами противника, устранения недостатков, выявленных при боевом использовании и эксплуатации. Поэтому приоритетным направлением дальнейшей модернизации Су-25 является замена двигателя СУ. Предварительный анализ и оценка характеристик конструктивно-компоновочных схем и технико-экономичных показателей с различными типами современных авиационных газотурбинных двигателей показывает, что исследуемый самолет штурмовой авиации типа Су-25 будет иметь лучшие ТТХ с применением двухконтурного турбореактивного двигателя АИ-9500. Выделяются пути научных исследований по улучшению ТТХ ЛА: усовершенствовать метод определения рациональных характеристик двигателя силовой установки в системе самолета штурмовой авиации; определить показатель эффективности применения конструктивно-компоновочных вариантов самолета штурмовой авиации с разными типами двигателей и авиационных средств поражения; обосновать возможности применения новых типов авиационных средств поражения на самолетах штурмовой авиации ВС Вооруженных Сил Украины; разработать предложения относительно усовершенствования ТТХ самолета штурмовой авиации, который находится на вооружении ВС

Вооруженных Сил Украины. Таким образом, решение указанной задачи позволит существенно улучшить ТТХ самолета штурмовой авиации типа Су-25.

МІНІМАЛЬНИЙ СКЛАД БОРТОВОГО НАВІГАЦІЙНОГО І РОЗВІДУВАЛЬНОГО ОБЛАДНАННЯ ПЕРСПЕКТИВНО ОПЕРАТИВНОГО БЕЗПЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ

*С.О. Пономаренко, к.т.н.; І.Ю. Целіщев, к.т.н.
Державний науково-дослідний інститут авіації*

Досвід локальних конфліктів останнього часу свідчить про зростання ролі безпілотних авіаційних комплексів (БпАК) у збройних конфліктах сучасності. Тому пріоритетним напрямком розвитку збройних сил багатьох країн світу стає розвиток безпілотної авіації. В Україні також ведуться роботи по визначенню обрису різних класів БпАК та оснащенню ними Збройних Сил. За складом і характеристиками бортового обладнання одними із найбільш складних є оперативні БпАК. Основні можливості БпЛА по виконанню задач за призначенням визначаються бортовим навігаційним і розвідувальним обладнанням. Остаточні перелік і структура бортового обладнання оперативного БпЛА визначаються під час проектування, але мінімально необхідний склад повинен включати такі датчики і системи: для вирішення задач навігації та управління – систему автоматичного управління, безплатформову інерціальну навігаційну систему (БІНС), приймач супутникових навігаційних систем GPS і ГЛОНАСС, цифрову систему повітряних сигналів, бортовий навігаційний обчислювач. Ядром цього комплексу повинна бути БІНС інтегрована з іншими навігаційними засобами; для ведення повітряної розвідки вдень і вночі у простих і складних метеоумовах – цифрові камери повітряної розвідки (лінійкова і матрична), інфрачервона система повітряної розвідки, інтегрована гіростабілізована оптико-електронна система, РЛС з синтезованою апертурою антени, станція радіо- і радіотехнічної розвідки, ширококумовий канал передачі розвідувальних даних та команд керування.

НАЗЕМНИЙ І БОРТОВОЙ КОМПЛЕКСИ СИСТЕМ УПРАВЛЕННЯ БпАК. ОПИТ СОЗДАНИЯ І ПЕРСПЕКТИВИ

И.С. Авилов¹, к.т.н., доц.; А.А. Журавлёв², к.т.н., доц.

¹Конструкторское бюро «Взлет»;

²Харьковский университет Воздушных Сил имени Ивана Кожедуба

За период с 1997 по 2012 год коллективом конструкторского бюро (КБ) «Взлет» было создано пять типов беспилотных летательных аппаратов (БпЛА) (Альбатрос, Ремез, Ремез-3Т, Стриж, Сокол). На основе этих БпЛА созданы современные беспилотные авиационные комплексы (БпАК) различного назначения. Наземный и бортовой комплекс БпАК имеет централизованную структуру и решает задачи: навигации; управления полетом, специальным оборудованием и системой спасения; регистрации параметров полета. Обзор систем управления (СУ) разработанных БпЛА показывает, что в ее конструкции не используется стандартное авиационное оборудование. Используется: авиамодельное оборудование (сервопривод, датчики давления); оборудование промышленных образцов (вычислитель, аналогово-цифровой преобразователь, микромеханические датчики); оборудование собственного изготовления (датчик угла атаки, измеритель оборотов двигателя, приемник воздушного давления). На основании анализа СУ можно сделать вывод о принципах его построения: централизованная структура; использование устройств и элементов, обеспечивающих минимальные массу, габариты и стоимость;

использование одних и тех же датчиков для различных систем; структурированное построение программного обеспечения; простота эксплуатации. КБ «Взлет» проведет разработку БпАК различных классов по техническим требованиям Заказчика.

ПОДХОДЫ К РАЗРАБОТКЕ ВАРИАНТОВ КАТАПУЛЬТ ДЛЯ ЗАПУСКА БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ СЖАТОГО ВОЗДУХА

*В.Ф. Греков, к.т.н., доц.; А.А. Пьянков, к.т.н., доц.; Ю.А. Ткаченко, к.т.н.
Харьковский университет Воздушных Сил имени Ивана Кожедуба*

В докладе рассматриваются вопросы построения катапульти для запуска БпЛА массой 10-150 кг. Рассмотрены существующие схемы катапульти для разгона БпЛА с различными источниками энергии. Обоснован выбор типа катапульти с передачей толкающего усилия на узел крепления каретки с БпЛА от многоступенчатого пневмоцилиндра. Предложена конструктивно-компоновочная схема подвижной катапульти, отвечающая требованиям по мобильности, массе и габаритам, скорости развертывания, автономности, обеспечивающей разгон БпЛА до заданной скорости с допустимыми перегрузками. На основании принятых допущений рассчитаны геометрические и термодинамические параметры элементов катапульти, которые обеспечивают накоплением сжатого газа в самом пневмоцилиндре. Оценено потребное начальное давление в пневмоцилиндре, обеспечивающее необходимую скорость схода БпЛА с катапульти при допустимой перегрузке. Описывается безударная остановка ступеней путем создания соответствующих параметров дросселирования воздуха из камер противодействия. Рассмотрен способ возвращения каретки в исходное положение путем подачи сжатого воздуха в межцилиндровое пространство.

КРИТЕРИАЛЬНЫЙ ПОИСК КРИТИЧЕСКОГО ЗВЕНА ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ МАЛОРАЗМЕРНОГО БПЛА

*И.П. Бойчук, к.т.н.; А.С. Карташев, к.т.н., с.н.с.
Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»*

После появления малогабаритной авионики появилась и возможность создания ЛА малых размеров с массой порядка 100 кг. Накопившийся опыт проектирования корпусов летательных аппаратов позволил в короткий срок создать целый ряд различных БПЛА, которые, как было заявлено, смогут решать ряд различных задач. Но при внимательном критериальном анализе тактико-технических характеристик оказалось, что основная часть БПЛА решает однотипные задачи, соответственно все многообразие оказалось условным. Критическим звеном в исследуемом диапазоне масс оказалась силовая установка, за 10 лет бурного развития так и не появилось многообразия обликов БПЛА. В настоящее время основная часть БПЛА с применением реактивных двигателей или существуют в единичных экземплярах, или созданы малыми партиями, до мелкосерийного производства дошел только Е-95. То есть, хотя задачи для такой техники появились и требуют решения, но надежно решать их пока нечем. Отсюда следует, что накопленный опыт в проектировании корпусов можно перенести на малоразмерные БПЛА, а для проектирования двигателей этот опыт должен быть серьезно доработан, иначе уменьшение беспилотной техники будет оставаться на уровне масс около 1000 кг –

для полноценных серийных БПЛА. В работе представлен опыт критериального поиска критического звена при проектировании БПЛА массой порядка 100 кг.

ТЕХНОЛОГИЯ ПРОЕКТИРОВАНИЯ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ И НАЗЕМНЫХ ПУСКОВЫХ УСТРОЙСТВ БЕСПИЛОТНЫХ АВИАЦИОННЫХ КОМПЛЕКСОВ

А.В. Амброжевич, д.т.н., проф.; А.С. Карташев, к.т.н., с.н.с.;

А.В. Корнев; В.Ю. Силевич, к.т.н.; С.А. Яшин

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»

Представлена технология проектирования беспилотных авиационных комплексов (БАК) различного назначения, в состав которых входит наземное пусковое устройство (НПУ) и собственно беспилотный летательный аппарат (БЛА). В отличие от общепринятой в инженерной практике, предлагаемая технологии проектирования является полностью детерминированной и включает в себя: метод формирования облика НПУ и БЛА на базе мирового опыта накопленного в области проектирования БАК с использованием теории подобия; метод опережающих численных исследований на основе замкнутой нестационарной пространственной газотермодинамической и механической модели. Детерминированный подход к принятию проектных решений основывается на универсальном аппарате теории подобия и размерности, что позволяет распространить его на основные классы БЛА и НПУ. Опережающие исследования рабочих процессов на основе универсальных физико-математических моделей являются неотъемлемой компонентой современных технологий проектирования, что позволяет снизить затраты на разработку и технический риск НИОКР.

ОПТИМИЗАЦИЯ ДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ПИРОТЕХНИЧЕСКОГО НАЗЕМНОГО ПУСКОВОГО УСТРОЙСТВА БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

В.А. Середа, к.т.н.

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»

Специфика старта с поверхности беспилотного летательного аппарата (БЛА) с помощью реактивной тележки (в отличие от старта с помощью ускорителя) заключается в придании БЛА стартовых характеристик на коротком участке направляющей. Разработана нестационарная трехмерная модель ракетного двигателя твердого топлива (РДТТ), учитывающая особенности внешнего и внутреннего обтекания. Разработана технология адаптации формы заряда твердого ракетного топлива (ТРТ) к заданным динамическим характеристикам наземного пускового устройства (НПУ) путем нормирования тягового усилия. Получены физические поля параметров в проточной части РДТТ, а также интегральные характеристики, служащие основанием для принятия решений на этапе выбора оптимальной геометрии шашки пиротехнического НПУ. В результате нормирования тягового усилия среди многообразия конфигураций зарядов ТРТ выявлено, что оптимальными характеристиками для запуска легких БЛА обладают шашки торцевого горения. Ввод в полет средних БЛА целесообразнее осуществлять с помощью зарядов внутреннего горения с центральным каналом в виде звезды.

ПЕРСПЕКТИВНЫЕ БПЛА

*А.В. Аксёненко; Е.Ю. Баранов; Д.С. Калинин; А.П. Кушнарёв; Н.В. Полуян
ГП «КБ «Южное» им. М.К. Янгеля»*

В настоящее время все большей актуальности приобретает вопрос дополнения пилотируемой авиации беспилотными летательными аппаратами (БПЛА). Учитывая актуальность данного направления, КБ «Южное» представляет свои варианты БПЛА. В их число входят дозвуковой БПЛА и сверхзвуковой ударный БПЛА. Дозвуковой БПЛА предназначен для геологической и сельскохозяйственной разведки в научных и народнохозяйственных целях. Проектируется на базе турбореактивного двигателя АИ-450-БП-2(А). В качестве полезной нагрузки предусматривается установка многоканальной видеоголовки на гиросtabilизированной платформе, которая включает курсовую камеру, цветную телевизионную камеру высокого разрешения и инфракрасную камеру. Сверхзвуковой ударный БПЛА предназначен для нанесения точных ракетно-бомбовых ударов по наземным целям, расположенным в оперативно-тактической глубине противника. Ударный БПЛА разрабатывается на базе турбореактивного двухконтурного двигателя (ТРДД) с форсажной камерой АИ-222-28Ф. В качестве боевого оснащения ударного БПЛА рассматривается как существующее так и вновь разрабатываемое боевое оснащение. В докладе приведены компоновочные схемы, основные летно-технические характеристики и схемы полета, разрабатываемых БПЛА.

СТВОРЕННЯ ОПЕРАТИВНО-ТАКТИЧНИХ ТА ТАКТИЧНИХ БЕЗПЛОТНИХ АВІАЦІЙНИХ КОМПЛЕКСІВ ДЛЯ СУХОПУТНИХ ВІЙСЬК

*В.М. Алексєєв; І.В. Матала
Науковий центр Сухопутних військ АСВ*

Сьогодні безпілотні авіаційні комплекси (БпАК) стали невід'ємною частиною озброєння сучасних армій. 49 країн займаються розробкою та серійним виробництвом БпАК. Україна також є представником країн-виробників БпАК і має достатній практичний досвід їх створення. Перед ЗС України актуальним постає завдання формування поглядів та вибору ряду малогабаритних БпАК тактичного та оперативно-тактичного призначення, в залежності від спектру завдань, що будуть вирішуватися за їх допомогою в інтересах з'єднань та частин Сухопутних військ. Аналіз особливостей дій підрозділів СВ провідних країн світу пред'являє наступні основні вимоги до малогабаритних БпАК: висока мобільність і реалізація у переносному варіанті; простота та надійність в обслуговуванні; багатократність використання; висока живучість та захищеність; оперативність та безперервність отримання інформації; достовірність і точність класифікації, визначення координат та необхідних характеристик об'єктів спостереження; прихованість функціонування; можливість широкого інтеграції з засобами зв'язку; модульність конструкції; можливість дій у широкому діапазоні природних умов; можливість дій на будь-якій місцевості; забезпечення повного охопту району проведення операції; можливість проведення подальшої модернізації.

МЕТОД КОМПЛЕКСНОЇ ОЦІНКИ РИЗИКУ РЕАЛІЗАЦІЇ ПРОГРАМИ

І.В. Одноралов¹, к.т.н.; А.П. Корнієнко², к.т.н., с.н.с.; А.Г. Дмитрієв²

¹Департамент розробок і закупівлі ОВТ МОУ;

²Харківський університет Повітряних Сил імені Івана Кожедуба

Досвід реалізації програм розвитку озброєння та військової техніки (ОВТ) дозволяє зробити висновок про необхідність створення системи оцінки ризиків на етапі обґрунтування їх формування, яка би враховувала можливість недофінансування.

Показниками ризиків реалізації Програми можуть виступати вірогідність

зриву виконання Програми, тобто нанесення фінансового збитку замовнику, та математичне очікування обсягу фінансових засобів замовника, витрачених безрезультатно на оплату робіт Програми через їх можливий зрив (неотримання заданих результатів проектування). У зв'язку з цим пропонується метод оцінки ризиків при якому в якості показника збитку використовується величина, зворотна рівню рішення завдань, тобто ступінь зниження рівня завдань, що вирішуються системою озброєння. Оскільки значення рівня рішення завдань часто оцінюється різними показниками, нерівнозначними по виду, то доцільно ввести поняття «приведений збиток», який розраховується шляхом відповідності одиниць збитків для усіх завдань до базової одиниці для вибраного одного із завдань. Кількісні показники збитку визначаються або з допомогою методів експертних оцінок вкладу L-й роботи в рішення завдання або шляхом математичного моделювання бойових дій. Метод, що пропонується, дозволяє комплексно оцінити ризик реалізації Державних цільових оборонних програм розвитку ОВТ на етапі їх обґрунтування за різними показниками: величині вірогідного зриву, математичному очікуванню безрезультатно витрачених фінансових засобів чи математичному очікуванню ступеня зниження рівня завдань, що вирішуються системою.

ПРО ВИЗНАЧЕННЯ РАЦІОНАЛЬНИХ ВАРІАНТІВ ПРОГРАМНИХ ЗАХОДІВ З ТЕХНІЧНОГО ОСНАЩЕННЯ АВІАЦІЇ ЗБРОЙНИХ СИЛ

О.Є. Мавренков, к.т.н., с.н.с.

Державний науково-дослідний інститут авіації

Задача визначення раціональних варіантів програмних заходів (ПЗ) з технічного оснащення (ТО) авіації ЗС формулюється таким чином: визначити раціональне співвідношення ремонтованих, модернізованих та закуповуваних / орендованих літальних апаратів (ЛА) за роками планового періоду, які забезпечують заданий рівень бойового потенціалу кожного роду авіації на заданий період часу за умови мінімізації фінансових витрат, з урахуванням реалізованості ПЗ та обмеженнях на штатну чисельність парку ЛА кожного роду авіації і рівень їх справності. Така постановка задачі дозволяє вирішувати її за допомогою динамічного дискретного програмування, а сама задача може бути трансформована у модифіковану "задачу про рюкзак", де об'ємом рюкзака виступає заданий рівень бойового потенціалу певного роду авіації, предметами, якими заповнюють рюкзак, – ЛА за їх типами, що ремонтуються, модернізуються та закуповуються / орендуються, об'ємом предметів – коефіцієнти військово-технічного рівня відповідних ЛА, вартістю предметів – обсяги фінансування відповідних ПЗ, умова задачі – мінімальна вартість предметів у заповненому рюкзаку. Кількісне оцінювання реалізованості ПЗ пропонується здійснювати через визначення імовірності настання визначальних ризиків реалізації відповідних ПЗ за допомогою методологічного апарату теорії ризиків.

ПУТИ ОЦЕНКИ ЖИЗНЕННОГО ЦИКЛА ДВИГАТЕЛЯ СИЛОВОЇ УСТАНОВКИ В СИСТЕМЕ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ВОЕННОГО НАЗНАЧЕННЯ

В.В. Войтенко; В.В. Логинов, д.т.н., с.н.с.

Харьковский университет Воздушных Сил имени Ивана Кожедуба

В Украине актуальная задача модернизации и модификации объектов вооружения и военной техники, в том числе и летательных аппаратов. В связи с переходом на новую стратегию технической эксплуатации авиационной техники необхо-

дима единая методика оценки жизненного цикла подсистем летательного аппарата, которая на сегодняшний день отсутствует. В связи с этим актуальной является разработка математической модели по оценке и прогнозированию этапов жизненного цикла двигателя силовой установки в системе летательного аппарата военного назначения на основе интегрального учета экономических, технических и эксплуатационных показателей и критериев. Исходя из выше изложенного, необходимо решить задачи: анализ и обоснование вариантов конструктивно-компоновочных схем современных авиационных силовых установок; разработка методики определения комплексного показателя эффективности применения силовой установки в системе самолета военного назначения; определение эффективности применения конструктивно-компоновочных вариантов самолетов транспортной авиации с различными типами двигателей; разработка алгоритма и усовершенствование методики информационного сопровождения технической эксплуатации транспортных летательных аппаратов военного назначения; разработка практических рекомендаций по улучшению параметров жизненного цикла авиационной силовой установки на перспективных и современных боевых самолетах, находящихся на вооружении Воздушных Сил Украины. Решение данных задач позволит оценить и спрогнозировать жизненный цикл двигателя силовой установки в системе летательного аппарата.

ВЛИЯНИЕ ЗАКОНА УПРАВЛЕНИЯ ПОДАЧЕЙ ТОПЛИВА В ФОРСАЖНУЮ КАМЕРУ СГОРАНИЯ ГТД НА ХАРАКТЕРИСТИКИ УЧЕБНО-БОЕВОГО САМОЛЕТА

А.В. Еланский¹; В.В. Логинов², д.т.н., с.н.с.

¹Государственное предприятие “Ивченко-Прогресс”;

²Харьковский университет Воздушных Сил имени Ивана Кожедуба, Харьков

Предложен новый закон управления подачей топлива в форсажную камеру сгорания (ФКС) авиационного газотурбинного двигателя. Проведен анализ изменения летно-технических характеристик учебно-боевого самолета на основе расчета ударной задачи при использовании нового закона управления подачей топлива в ФКС. Показано положительное влияние закона управления на скоростные характеристики учебно-боевого самолета в условиях полета на предельно малых высотах. Параметрический анализ работы ТРДДФ показал, что управлять рабочим процессом в ФКС нужно так, чтобы поддерживать заданную степень подогрева, либо заданную температуру газа на выходе из двигателя для конкретного форсажного режима. Непосредственное измерение текущей температуры газа, выходящего из ФКС, имеет некоторые сложности из-за большого значения температуры. Кроме того, процесс сгорания топлива продолжается также и по тракту реактивного сопла. Следовательно, по тракту реактивного сопла тоже происходит повышение температуры. Поэтому предложенный закон управления подачей топлива в ФКС основан на косвенном определении температуры газов выходящих из сопла двигателя. В контуре управления подачей топлива в форсажную камеру сгорания ТРДДФ традиционно используются параметры, которые отображают отношение расхода топлива к расходу воздуха, что больше является количественным показателем для начала химической реакции окисления топлива. Эти параметры позволяют судить о расползагаемой работе только косвенным образом и никак не отражают термодинамические процессы, происходящие в ФКС. В связи с этим очень важно контролировать истинное значение температуры газов для точного определения тяги двигателя. Предложенный закон управления подачей топлива в форсажную камеру сгорания позво-

ляет расширить диапазон параметров на форсажных режимах, что способствует улучшению характеристик летательного аппарата.

ИЗГОТОВЛЕНИЕ СОЕДИНИТЕЛЬНОГО ЭЛЕМЕНТА ПРОДОЛЬНОЙ НАМОТКОЙ

В.В. Гуменников

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»

Уже более 30 лет известен соединительный профиль из композиционного материала (КМ), предназначенный для соединения между собой монолитных и трехслойных панелей, а также используемый при искусственном членении элементов авиационных конструкций (лонжерон, панели фюзеляжа, панели пола и т.д.). Ввиду этого является актуальным изготовление и исследование несущей способности этого вида соединения. Формообразование соединительного элемента выполняется на намоточном приспособлении или станке с ЧПУ нитями (ровингом), наматываемые на направляющие колонки двумя нитеукладчиками. Для обеспечения стабилизации процесса намотки, нитеукладчики синхронизированы между собой, а вращение оправки согласовано с продольной подачей. Количество наматываемых витков напрямую зависит от линейной плотности армирующего материала. Применение нитей большей линейной плотности обуславливает намотку меньшего числа витков, что приводит к сокращению времени намотки.

Для обеспечения регламентируемой толщины лепестков ветви соединительного элемента и высокого объемного содержания арматуры, формование необходимо осуществлять в жестких формах, или с помощью RTM –технологии. Одним из контролируемых параметров соединительного элемента является расстояние между лепестками. Использование стальных сердечников, вставляемых в тело профиля после операции формообразования, обеспечивает отклонение контролируемого размера в пределах допуска.

ПЕРЕВЕДЕННЯ АВІАТЕХНІКИ НА ЕКСПЛУАТАЦІЮ ЗА ТЕХНІЧНИМ СТАНОМ

О.В. Гальчун; В.О. Іванюк, к.т.н., доц.

Харківський університет Повітряних Сил імені Івана Кожедуба

У доповіді розглянуті основні вимоги по вибору тієї або іншої системи технічної експлуатації й ремонту авіаційної техніки (АТ), критерії, що обумовлюють цей вибір.

Показано недоліки планово-попереджувальної системи експлуатації й ремонту авіаційної техніки діючої в даний час в авіації Повітряних Сил Збройних Сил України.

Вказується, що рішення проблем пов'язаних з економічністю експлуатації й ремонту, а також використання ресурсних можливостей авіаційної техніки можливо на шляхах переведення її експлуатації за технічним станом. Розкриваються переваги системи технічної експлуатації й ремонту за технічним станом, які не тільки пов'язані зі зменшенням витрат на експлуатацію й ремонт але також дозволяють скоротити час перебування авіаційної техніки в небоготовому стані.

У доповіді розглянуто як реалізуються підходи технічного обслуговування за станом відповідальних складових частин виробу авіаційної техніки й тих, відмови яких безпосередньо не впливають на безпеку польотів.

Звертається увага, що забезпечення можливості переходу на експлуатацію за технічним станом обумовлено можливістю об'єктивної оцінки технічного стану

АТ. розглянуто й сформульовані умови переведення виробів АТ на технічну експлуатацію за станом.

МОДЕЛЬ СИСТЕМИ ТЕХНІЧНОГО ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ЕКСПЛУАТАЦІЇ КОМПЛЕКСІВ КЕРОВАНОВОГО ОЗБРОЄННЯ З ВРАХУВАННЯМ ВПЛИВУ НА НИХ ЗАСОБІВ ДІАГНОСТИКИ ТА КОНТРОЛЮ

Р.Г. Будяну, к.т.н.; В.В. Хахула

Академія сухопутних військ ім. гетьмана Петра Сагайдачного

Головним завданням СТЗЕ (системи технічного забезпечення експлуатації) є підтримання потрібного рівня надійності озброєння і військової техніки, тому задача оцінки ефективності СТЗЕ комплексів керованого озброєння (ККО) може бути вирішена шляхом порівняльного аналізу значень імовірності виконання завдання ККО одного і того ж типу, що експлуатуються в умовах впливу різних СТЗЕ. Для цього необхідно було змоделювати процес експлуатації ККО в тій чи іншій СТЗЕ. Результати моделювання дозволяють за допомогою отриманих моделей пропонувати загальні принципи побудови нової, комплексної СТЗЕ для ККО, як складної ієрархічної триступеневої системи. Підсистему СТЗЕ засобів діагностики чи контролю необхідно будувати з використанням стратегії обслуговування за станом з прогнозуванням, при цьому для виключення використання засобів з граничними параметрами, в складі засобів діагностики чи контролю необхідно передбачити вбудовану систему діагностики другого роду (з прогнозуванням). Для апаратури управління керованим озброєнням (ракетною) необхідно передбачити побудову заходів СТЗЕ за станом з прогнозуванням надійності групи об'єктів, що знаходяться в одному підрозділі. Для керованих ракет доцільно передбачити СТЗЕ за станом з перевіркою технічного стану визначеної кількості ракет в партії в залежності від умов зберігання.

ПРИБЛИЖЕННЫЕ СООТНОШЕНИЯ ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ МОМЕНТА КРЕНА МАНЕВРЕННОГО САМОЛЕТА ПРИ ОТКЛОНЕНИИ ОРГАНОВ ПОПЕРЕЧНОГО УПРАВЛЕНИЯ

*И.Б. Ковтонюк, к.т.н., доц.; А.Г. Зинченко, к.т.н., доц.; О. Б. Сивик
Харьковский университет Воздушных Сил имени Ивана Кожедуба*

Современный этап развития боевой авиационной техники неразрывно связан с разработкой перспективных и модернизацией состоящих на вооружении маневренных самолетов. Расширение круга задач по боевому применению маневренных самолетов приводит к возрастанию требований к летно-техническим, в том числе маневренным, характеристикам. Перспективные истребители должны обладать сверхманевренностью, что существенно влияет на характер современного воздушного боя, позволяет расширить область применения оружия и предполагает выход на большие углы атаки. Маневренные характеристики современных истребителей тесно взаимосвязаны с характеристиками управляемости по крену. Эксплуатационный диапазон углов атаки современных маневренных самолетов ограничен возможностью поперечного управления, что снижает маневренные характеристики самолета.

Формирование аэродинамической компоновки органов поперечного управления, обеспечивающей потребную аэродинамическую эффективность, происходит на этапе концептуального проектирования в процессе синтеза планера ЛА. Процедура рационального синтеза аэродинамической компоновки органов управления креном

маневренного самолета предполагает определение аэродинамических характеристик (АДХ) самолета с различными вариантами органов поперечного управления.

Для получения приближенных соотношений при оценке аэродинамической эффективности органов управления креном рассмотрены результаты весового эксперимента по исследованию аэродинамических характеристик маневренного самолета, выполненного по интегральной схеме сочленения крыла с фюзеляжем, с различными органами поперечного управления. В результате аппроксимации данных трубного эксперимента получены приближенные соотношения для определения управляющего момента крена маневренного самолета при отклонении флаперонов, “ножниц” стабилизатора, интерцептора, расположенного на нижней поверхности крыла, флаперонов и “ножниц” стабилизатора совместно. Разработанные приближенные соотношения могут быть использованы на этапе концептуального проектирования при синтезе аэродинамической компоновки органов поперечного управления маневренного самолета.

ВЗАЄМОДІЯ ЗОВНІШНІХ ПАСМ КАНАТА З РІЗНИМИ ТИПАМИ СЕРДЕЧНИКІВ

Л.А. Олексієва, к.т.н. доц.

Харківський університет Повітряних Сил імені Івана Кожедуба

Доповідь присвячена дослідженням впливу взаємодії зовнішніх пасм каната з різними типами сердечників на довговічність канатів. На основі аналізу геометрії контакту між дротами зовнішніх пасм та органічним, металевим і металоорганічним сердечниками доведено, що умови геометричного контакту не є основним фактором, який визначає працездатність каната. Практика використання сталевих канатів дала можливість обґрунтування необхідності розрахунку з урахуванням всіх видів навантажень, які зазнають елементи канатів під час експлуатації. При цьому треба враховувати пружні характеристики матеріалів сердечників.

Запропонована методика та теоретично обґрунтовані рекомендації щодо розрахунку та конструювання канатів з урахуванням кількості, діаметра, кута звивання та опору дротів на розрив. Цей метод є найбільш дійсним, в теперішній час його приймають за основу при проектуванні різних типів сталевих канатів. Звичайно, що вибір конструкцій зовнішніх пасм повинен здійснюватись за умови досвіду експлуатації підйомно-транспортного обладнання та характеру зношення каната.

ОСОБЛИВОСТІ ЗЛЬОТУ ТА ПОСАДКИ ВЕРТОЛЬОТА МИ-8МТ З БОКОВИМ ВІТРОМ

В.М. Костенко, к.т.н., доц.

Харківський університет Повітряних Сил імені Івана Кожедуба

Злітно-посадочні режими виконуються не завжди в штильових умовах. Бажаючи їх виконувати проти вітру. Інколи виникає необхідність виконувати зліт чи посадку з боковим вітром. У таких умовах на повітряних етапах зльоту (зльоту) знос вертольота усувається кутом попередження або кутом крену. Техніка пілотування вертольота при усуненні зносу вертольота кутом крену складніша, тому що політ вертольота здійснюється ковзанням. На таке ковзання вертоліт реагує кутами ризику і крену, що ускладнює техніку пілотування, особливо в умовах сильної турбулентності атмосфери. Ступінь складності у техніці пілотування найбільший при правому та лівому боковому вітрі. Це пояснюється необхідністю льотчика ство-

рювати тягнучі поздовжні і бокові зусилля на ручці керування вертольотом для усунення наслідків у поведінці вертольота суттєвих за швидкістю поривів вітру.

ПО ВОПРОСУ СОЗДАНИЯ ВЕРТОЛЕТА ДЛЯ КОРАБЛЯ КЛАССА "КОРВЕТ"

В.А. Туголуков, к.т.н., с.н.с.; В.А. Кузнецов; Д.В. Жирич

Государственный научно-испытательный центр Вооруженных Сил Украины

При реализации целевой программы строительства корабля класса "корвет" принято решение по оснащению корабля вооружением и системами украинского производства. Встал вопрос создания украинского вертолета для корабля класса "корвет". Но необходимо сформировать тактико-технические требования к такому вертолету. Кроме предъявления критериев функциональной, технической, производственной и эксплуатационной эффективности к базовому вертолету, необходимо предъявить требования к его корабельной пригодности. В отличие от функциональной эффективности базового вертолета, корабельная пригодность вертолета определяется как степень его приспособленности к выполнению боевых задач с корабля базирования в зависимости от параметров и характеристик корабля, внешней среды и корабельных систем авиационного назначения. Оценка эффективности выполнения каждого из этапов боевого применения (подготовки к вылету, взлета, выхода в заданную точку, обнаружения, поражения, возврата и посадки на корабль) формирует требования к создаваемому вертолету по взлетно-посадочным, летно-техническим характеристикам вертолета, к составу и характеристикам бортового оборудования и к системам вооружения. На основе полученных оценок отдельных компонентов вектора корабельной пригодности формируются требования к создаваемому вертолету.

МОЖЛИВІ МЕТОДИЧНІ ПІДХОДИ ДО РЕАЛІЗАЦІЇ ПРОГРАМИ МОДЕРНІЗАЦІЇ ПАРКУ АВІАЦІЙНОЇ ТЕХНІКИ В УМОВАХ НЕВИЗНАЧЕНОСТІ

А.В. Коваленко

Державний науково-випробувальний центр Збройних Сил України

В статті розглядається один з можливих підходів до вибору оптимального плану реалізації Програми модернізації в умовах невизначеного та недостатнього фінансування. Реалізація Програми модернізації бойових авіаційних комплексів (БАК) передбачає виконання великого за обсягом і складного комплексу робіт, які повинні бути виконані в декілька етапів в певній технологічній послідовності. При плануванні проведення модернізації одними з основних задач, які необхідно розв'язати є: синтез технічного обрису модернізованих БАК і формування на їх основі Програми модернізації парку БАК та планування її реалізації. Відомо що критерії ефективності повинні кількісно визначати міру відповідності результатів функціонування системи, тобто результатів реалізації плану, поставлених задач. Крім того, критерії повинні відповідати ієрархічній структурі побудови системи, враховувати вплив загальних параметрів, дозволяти порівняння варіантів (альтернатив) та ін. В умовах обмеження на ресурси, які виділені для реалізації програми, виникає необхідність вибору оптимального плану виконання програми з множини альтернативних планових рішень. Таким чином, загальною метою Програми модернізації є забезпечення необхідного бойового потенціалу парку БАК в задані терміни при мінімальних витратах. Дана задача відноситься до класу задач прийняття рішення в умовах невизначеності. Аналіз можливих напрямків

реалізації програми модернізації в умовах недостатнього та невизначеного фінансування показує, що найбільш доцільним є впровадження декомпозиції програми модернізації на окремі етапи.

ДЕЯКІ ПИТАННЯ РОЗРАХУНКУ ДИСКРЕТНИХ МОДЕЛЕЙ СКЛАДНИХ МЕХАНІЧНИХ СИСТЕМ

О.О. Юрченко, к.т.н. доц.

Харківський університет Повітряних Сил імені Івана Кожедуба

Доповідь присвячена розвитку методів визначення оптимального числа ступенів вільності дискретних моделей механічних систем на основі диференціальних рівнянь руху. Такі рівняння в сукупності з початковими умовами руху складають основу математичної моделі механічної системи. Розрахункову схему конструктивного елементу будь-якого літального апарату чи механізму можна розглядати як систему з розподіленими масовими та жорсткими параметрами. Для розрахунку такої спрощеної механічної моделі, яка відображує основні динамічні характеристики реального фізичного процесу, треба, перш за все, визначити оптимальне число ступенів вільності. У багатьох випадках для систем з n ступенями вільності це досить складна проблема механіки, яка потребує подальшого вирішення. Один із способів визначення числа ступенів вільності полягає у наступному: будується система, яка свідомо має більше число ступенів вільності, а потім це число зменшується за рахунок об'єднання мас або за рахунок включення пружних з'єднань за спектральними критеріями. Під спектром лінійної системи мається на увазі сукупність її власних частот. Побудова найбільш раціональної розрахункової механічної моделі потребує знань характеру коливань і особливостей руху системи. У багатьох випадках врахувати всі суттєві ступені вільності можливо лише методом послідовних наближень з притяганням розрахунків аналогічних схем або результатів експериментів. Таким чином, знаючи власні частоти, можна оцінити досконалість будь-якої конструкції відносно величин змінних напружень в їх елементах. Власні форми разом з власними частотами – це основа розрахунків вільних та вимушених коливань механічних систем, дослідження яких в значній мірі залежать від вибору числа ступенів вільності.

ВИКОРИСТАННЯ МЕТОДУ КОНТРОЛЮ ЧАСТОТИ ВЛАСНИХ (АВТОРЕЗОНАНСНИХ) КОЛИВАНЬ ДЛЯ ВИЗНАЧЕННЯ ЗАЛИШКОВОЇ МІЦНОСТІ КОНСТРУКЦІЙ БОЙОВИХ ЛІТАКІВ ПРИ НАЯВНОСТІ БОЙОВИХ УШКОДЖЕНЬ

В.О. Комаров

ЦНДІ озброєння та військової техніки Збройних Сил України

Метою доповіді є методологічний підхід щодо використання технічних методів і засобів нового покоління для цілей діагностики технічного стану конструкцій літака при наявності бойових ушкоджень. На сьогодні виникла необхідність використання системного підходу, при якому об'єкт техніки буде діагностовано для прийняття відповідного рішення – чи здійснювати ремонт літака, чи випустити його у політ зі зменшеними на відповідний рівень (в залежності від ушкодження) ЛТХ. Реалізація системного підходу до діагностування літального апарату в процесі його експлуатації, а саме, при веденні бойових дій, передбачає розгляд, облік і відображення теоретичних аспектів системно-функціонального, системно-компо-

нувального, системно-структурного та системно-інтегративного методу діагностування залишкової міцності консольно закріплених конструкцій планера літака. Експериментально можна встановити мінімальну частоту власних (авторезонансних) коливань обох видів, що буде відповідати мінімально припустимій залишковій міцності конструкції, при якій ще можлива експлуатація даного літака. Для цього можна використати розроблені автором технічні засоби, які можуть оперативного надати інформацію про динамічні і пружні властивості зазначених вище конструкцій літака (з урахуванням наявності палива в крильових паливних баках, факторів зовнішнього середовища та тиску повітря в пневматиках шасі). Таким чином, запропонований метод дозволить оперативного і з мінімальною трудомісткістю одержати достовірну інформацію про технічний стан ушкодженої конструкції – про її залишкову міцність, а це, у свою чергу, дозволить вирішити дуже важливе питання – чи виконувати локальний ремонт конструкції, або буде досить лише відновити аеродинаміку ушкодженої конструкції. При цьому буде забезпечена можливість випуску літака в бойовий виліт з рекомендаціями льотчиків, які стосуються зниження швидкості польоту та припустимих перевантажень на величину, що відповідає зниженню міцності конструкції відносно максимальної, щоб не перевищити навантаження на ушкоджене крило. До цього методика повинна враховувати коливання палива в крильових паливних баках, що вносить додаткове навантаження на крило.

ВТРАТА ПОПЕРЕЧНОЇ КЕРОВАНOSTІ СУЧАСНИХ ЛІТАКІВ НА ВЕЛИКИХ КУТАХ АТАКИ

В.М. Тарасенко, к.т.н., с.н.с.

Харківський університет Повітряних Сил імені Івана Кожедуба

Однією із особливостей характеристик стійкості та керованості сучасних літаків інтегрального компоновання типу Су-27, МиГ-29 та ін. є втрата поперечної керованості на кутах атаки, набагато менших за кути звалювання. Наприклад, на малих дозвукових швидкостях літак Су-27 втрачає поперечну керованість на $\lambda = 26^\circ$ з використанням засобів автоматики і перехресних зв'язків, а звалюється на кутах $35\text{--}40^\circ$. При виключенні засобів автоматики літак втрачає поперечну керованість на $\lambda = 15^\circ$. В статті викладені результати досліджень причин втрати поперечної керованості по результатам матеріалів льотних випробувань. Встановлені причини втрати поперечної керованості, а саме: втрата шляхової статичної стійкості на кутах атаки більших 15° ; достатньо великі спіральні моменти при відхиленні елеронів; значна поперечна статична стійкість літака на великих кутах атаки. За результатами досліджень запропоновані заходи по поліпшенню поперечної керованості літаків інтегрального компоновання.

ИНТЕГРАЛЬНЫЕ УРАВНЕНИЯ В ПЛОСКИХ КВАЗИСТАЦИОНАРНЫХ ЗАДАЧАХ КАПИЛЛЯРНОЙ ГИДРОДИНАМИКИ

А.А. Александрова, д.физ.-мат.н., проф.

Харьковский университет Воздушных Сил имени Ивана Кожедуба

При описании движения жидкости с малыми ускорениями во многих случаях удобно использовать квазистационарное приближение, заключающееся в описании сил инерции в уравнениях Навье-Стокса. Этот подход применим для областей течения достаточно малой протяженности вдоль одного или нескольких направлений, где силы вязкости и поверхностного натяжения доминируют над все-

ми силами, включая инерционные члены. Возникающая математическая задача допускает естественное расщепление на эллиптическую вспомогательную задачу для системы Стокса в фиксированной области со смешанными граничными условиями, после решения которой эволюция свободной границы определяется кинематическим условием, имеющим в данном случае вид нелокального параболического уравнения первого порядка. На плоскости исходная задача допускает переформулировку в терминах бианалитической функции напряжений-тока.

Рассмотрен случай получения интегрального уравнения Фредгольма второго рода для смешанной вспомогательной задачи. Он основан на введении конформного отображения области течения на каноническую область и предварительном явном решении двух задач Гильберта для аналитических функций, участвующих в представлении Гурса бианалитической функции. При этом искомой величиной является вещественная функция, совпадающая с функцией тока на свободной границе, что дает возможность непосредственного вычисления нормальной скорости перемещения свободной границы после решения вспомогательной задачи.

В докладе рассмотрена задача о движении изолированной массы жидкости, сформулированы ее математическая постановка и система ограничений. Решение сводится к решению представленной в докладе системы уравнений с заданными граничными условиями.

КІЛЬКІСНИЙ АНАЛІЗ СТАТИСТИЧНИХ ДАНИХ ЕКСПЛУАТАЦІЇ ЛІТАКІВ Л-39 ПРИ ПІДГОТОВЦІ КУРСАНТІВ ЛЬОТНОГО ПРОФІЛЮ

Є.Ю. Іленко, к.т.н.

Харківський університет Повітряних Сил імені Івана Кожедуба

На даний час експлуатація об'єктів авіаційної техніки (АТ) відбувається нерегулярно, що пояснюється недостатнім рівнем фінансування. Крім того, переважна більшість літальних апаратів близькі до вичерпання свого призначеного ресурсу. У такій ситуації представляється корисним здійснити порівняння рівня надійності об'єктів АТ при їхній експлуатації у сучасних умовах із даними тих періодів, коли інтенсивність експлуатації й стан забезпечення були стабільними.

З цією метою проведений кількісний аналіз статистичних даних про експлуатацію літаків Л-39 за 1984-1987 роки у Чернігівському ВВАУЛ. Установлено, що наліт на одну передумову до льотної події за вказаний період становив 240 годин. Рівень ризику (імовірність льотної події) по літаку Л-39 становив $2 \cdot 10^{-5}$. Аналіз статистичних даних по передумовах до льотних подій, пов'язаних з відмовами в системах літаків Л-39, показав, що найбільша кількість інцидентів виникла через відмови в гідравлічній системі літака (69,4 %), злітно-посадочних пристроїв (15,4 %), системі кондиціонування (8,6 %). По силовій установці літака Л-39 найбільша кількість інцидентів виникла з причини руйнування підшипників опор роторів двигунів (58,4 %). Порівняння визначених показників із сучасними даними не виявило суттєвих розходжень у причинах появ відмов АТ та у кількісних оцінках надійності АТ.

РЕЗУЛЬТАТИ ЗАСТОСУВАННЯ МЕТОДУ ЕМІСІЙНОГО СПЕКТРАЛЬНОГО АНАЛІЗУ ОЛИВ

В.А. Войтов¹; В.М. Чернявський¹; М.В. Ціба²

¹Харківський університет Повітряних Сил імені Івана Кожедуба;

²Харківський національний технічний університет СГ ім.П. Василенка

Забезпечення високих показників контролепридатності є та ще довгий час залишатиметься надзвичайно актуальною науковою задачею. Її вивчення ініціює виникнення великої кількості напрямків досліджень, найбільш перспективним з яких є безумовно забезпечення раннього діагностування трібосистем (ТрС).

Дослідження стану включень в оливах, які використовуються в системах змащування є важливим методом раннього виявлення зміни технічного стану (ТС) в найбільш відповідальних вузлах ТрС. Вибір напрямку досліджень криється, на думку авторів доповіді, у великій кількості різнорідних конструкцій ТрС у складі існуючих зразків агрегатів транспортних та технічних систем (АТС), в особливостях та в широкому діапазоні умов їх функціонування, у складності здійснення безрозбірного діагностування елементів ТрС. Авторами представлено результати експериментального дослідження щодо визначення концентрації елементів зносу методом емісійного спектрального аналізу оливи з використанням удосконаленої установки МФС-3. Особлива увага у доповіді акцентується на результатах апробації розробленого підходу щодо виявлення діагностичних ознак зміни ТС, який базується на аналізі слідів металів в пробах оливи. Показано, що застосування даного підходу дозволяє виконати вибір найбільш інформативних діагностичних параметрів, що характеризують зміну технічного стану АТС. В подальшому використання даного підходу в комплексі з іншими методами технічної діагностики дозволить сформулювати критерії оцінки передвідмовного стану АТС.

ВИКОРИСТАННЯ БАГАТОКРИТЕРІАЛЬНОЇ ОПТИМІЗАЦІЇ ДЛЯ ОБГРУНТУВАННЯ ПІДТРИМАННЯ РІВНЯ СПРАВНОСТІ ПАРКУ ВІЙСЬКОВОЇ АВІАЦІЙНОЇ ТЕХНІКИ

М.Я. Стах¹; Ю.О. Манулін¹; А.В. Беспалов²

¹Державний науково-дослідний інститут авіації;

²Харківський університет Повітряних Сил імені Івана Кожедуба

Аналіз технічного стану парку авіаційної техніки (АТ) Збройних Сил України (ЗСУ) показав, що літальні апарати (ЛА), які експлуатуються на сьогоднішній день, були виготовлені в колишньому СРСР у 80-ті по 90-ті роки ХХ-го сторіччя. Об'єктивна необхідність підтримання рівня справності існуючого парку АТ ЗСУ до 2025 року вимагає розширення спектру підходів до підтримання справності ЛА. З цією метою було розроблено "Концепцію підтримання справності та бойового потенціалу авіації Повітряних Сил Збройних Сил України до 2025 року". В Концепції розглядаються варіанти підтримання справності кожного ЛА окремо, але реалізація цих часткових варіантів не гарантує отримання найкращого результату для всього парку в цілому. Отримання оптимального розв'язання задачі підтримання заданого рівня справності АТ ЗСУ потребує використання багатокритеріальної оптимізації. Фундаментальне положення теорії багатокритеріальної оптимізації полягає в тому, що не існує найкращого в будь-якому абсолютному значенні рішення. Виділене рішення виконують з використанням схем компромісів. Всі схеми компромісів призводять до Парето-оптимальних рішень, групуються у двох полюсів, відображаючи принцип економічності та принцип рівномірності. Розв'язання задачі багатокритеріальної оптимізації з використанням принципу раціональної організації дозволить визначити мінімальні фінансові витрати та витрати часу для досягнення заданого рівня бойового потенціалу для кожного

окремого ЛА.