МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ

Національний авіаційний університет
Аерокосмічний інститут

ПОЛІТ
СУЧАСНІ ПРОБЛЕМИ НАУКИ

Тези доповідей XIV міжнародної
науково-практичної конференції
молодих учених і студентів

2-3 квітня 2014 року

СУЧАСНІ АВІАЦІЙНІ ТЕХНОЛОГІЇ

Київ 2014

УДК 001:378-057.87(063)

ПОЛІТ. Сучасні проблеми науки. Сучасні авіаційні технології: тези доповідей XIV міжнародної науково-практичної конференції молодих учених і студентів, м. Київ, 2-3 квітня 2014 р., Національний авіаційний університет / редкол.: М.С. Кулик [та ін.]. – К.: НАУ, 2014. – 75 с.

Матеріали науково-практичної конференції містять стислий зміст доповідей науково-дослідних робіт молодих учених і студентів за напрямом «Сучасні авіаційні технології» .

Для широкого кола фахівців, студентів, аспірантів і викладачів.

РЕДАКЦІЙНА КОЛЕГІЯ

Головний редактор:

Кулик М.С., ректор Національного авіаційного університету, д-р техн. наук, професор; заслужений діяч науки і техніки України; лауреат Державної премії України в галузі науки і техніки

Заступники головного редактора:

Харченко В.П., проректор з наукової роботи, д-р техн. наук, професор; заслужений діяч науки і техніки України; лауреат Державної премії України в галузі науки і техніки

Шмаров В.М., директор Аерокосмічного інституту, д-р техн. наук, професор

Члени редколегії:

Дмитрієв С.О., д-р техн. наук, професор
Тамаргазін О.А., д-р техн. наук, професор
Самков О.В., д-р техн. наук, професор
Ігнатович С.Р., д-р техн. наук, професор
Кіндрачук М.В., д-р техн. наук, професор
Іщенко С.О., д-р техн. наук, професор
Кузнєцова О.Я., д-р пед. наук, професор
Карускевич М.В., д-р техн. наук, професор

Відповідальний секретар:

Геращенко Л.В., завідувач сектора організації науково-дослідної діяльності молодих учених і студентів

Рекомендовано до друку

вченою радою Аерокосмічного інституту
(протокол № 04 від 27.05.2014р.).

вченою радою Національного авіаційного університету
(протокол № 7 від 18.06.2014р.).

© Національний авіаційний університет, 2014

АВТОМАТИЗАЦІЯ ТА ЕНЕРГОЕФЕКТИВНІСТЬ НА АВІАЦІЙНОМУ ТРАНСПОРТІ

УДК 629.735.051:511.6(043.2)

Жарин И.С.
Национальный авиационный университет, Киев

ДИАГНОСТИКА СОСТОЯНИЯ ВНЕШНИХ ОБВОДОВ КРЫЛА САМОЛЕТА В ПОЛЕТЕ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ИОННО-МЕТОЧНОЙ ТЕОРИИ

Ионно-меточный метод относится к кинематическим .Движение метки можно считать полностью совпадающим с движением окружающей среды, если ее размеры существенно меньше пространственного масштаба турбулентности потока, а ее плотность равна плотности контролируемой среды. Большинство используемых типов меток имеют конечное время жизни, что проявляется в уменьшении концентрации неоднородности, образующей метку. Поэтому время, в течение которого метка должна достичь зоны регистрации, ограничено, что определяет требования к выбору рабочих (базовых) расстояний с учетом минимальной скорости потока в диапазоне измерения .Анализ свойств меток потоков различного типа и измерительных преобразователей на их основе показывает, что применительно к задачам измерения в различных эксплуатационных условиях, характерным для многих объектов (в том числе летательных аппаратов(ЛА)), наиболее перспективны измерительные преобразователи на основе униполярных ионных меток. Они представляют собой локальную область воздушного потока с повышенной концентрацией униполярных ионов, образующихся путем определенного энергетического воздействия на молекулы воздушной среды. Основными характерными особенностями ионно-меточных датчиков являются отсутствие выступающих в поток элементов, вносящих погрешность из-за искажения потока, абсолютность метода измерения - скорость определяется как расстояние, пройденное ионной меткой за известное время, ничтожная степень зависимости от параметров окружающей среды: влажности, температуры, давления. Таким образом, метод позволяет получать информацию от первичного преобразователя непосредственно в частотно-временном диапазоне о моменте, месте характере и степени повреждения внешних обводов ЛА. Кроме того ионно-меточный метод позволяет уменьшить до минимума потери при передаче и обработке первичного информативного сигнала

Научный руководитель – В.Н. Казак, д-р техн. наук, профессор

УДК 629.735.33(043.2)

Ільєнко С.С.
Національний авіаційний університет, Київ

ВІДПОВІДНІСТЬ СВІТЛОТЕХНІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК АВТОМАТИЗОВАНИХ СВІТЛОСИГНАЛЬНИХ СИСТЕМ АЕРОДРОМІВ ЦИВІЛЬНОЇ АВІАЦІЇ

Однією з ланок у ланцюгу забезпечення безпеки та регулярності польотів повітряних суден є світлосигнальна система аеродрому (ССА). Саме ССА є єдиним джерелом візуальної інформації для екіпажу ПС на найбільш відповідальному етапі польоту – етапі візуального пілотування. Будь-яка ССА складається з двох підсистем: електропостачання аеродромних вогнів та самих аеродромних вогнів. В свою чергу ССА характеризуються наявністю в системі того чи іншого обладнання, та розділяється на: системи вогнів малої інтенсивності (ВМІ) за інтенсивністю, складом, характеристиками і схемами розташування вогнів, призначені для установки на злітно-посадковій смузі (ЗПС), обладнаної для забезпечення візуальних заходів на посадку і посадку за приладами; системи з вогнями високої інтенсивності (ВВІ), за складом, характеристиками і схемами розташування, призначені для установки на ЗПС, обладнаної для забезпечення точного заходу на посадку за категоріями I , II і III (ВВІ - 1, ВВІ -2 , ВВІ -3). Завданням дослідження являються: світлотехнічні характеристики світлосигнального обладнання підсистем ССА та показники надійності підсистем ССА. На сьогодні ССА мають дистанційне керування обладнанням з отриманням необхідної сигналізації про роботу системи та її окремих елементів. Необхідний обсяг апаратури дистанційного управління світлосигнальним обладнанням визначається для кожного конкретного аеродрому, виходячи зі складу керованого технологічного устаткування. Згідно НТД апаратура керування світлосигнальним обладнанням сформована таким чином: апаратура пунктів управління для світлосигнальних засобів, керованих диспетчерами посадки і руління; апаратура пунктів управління для світлосигнальних засобів, керованих диспетчером; апаратура контрольованих пунктів; мнемосхеми - у полі зору диспетчерів посадки, руління; панелі оперативного управління в пультах диспетчерів посадки, рулювання, старту. Необхідна надійність ССА є основною умовою для виконання безпечних і регулярних польотів на етапі візуального пілотування в простих та складних метеоумовах на аеродромах цивільної авіації. Рівень надійності обладнання, що входить до складу ССА, визначає терміни і обсяг проведення експлуатаційних заходів з підтримання його в працездатному стані, планового технічного обслуговування і ремонту. Забезпечення необхідного рівня надійності та якості електросвітлотехнічних характеристик (споживана потужність, яскравість, кольоровість, сила і інтенсивність світла, та ін.) регламентовано низкою нормативно-технічних документів, та являється невід'ємною вимогою щодо експлуатації ССА.

Науковий керівник – В.П. Захарченко, канд. техн. наук, професор

УДК 621.311.1:621.317.727.2(043.2)

Котов Д.М.
Национальный авиационный университет, Киев

ПОВЫШЕНИЕ ЭНЕРГОЭФФЕКТИВНОСТИ СИСТЕМ ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ ЗА СЧЁТ КОМПЕНСАЦИИ РЕАКТИВНОЙ МОЩНОСТИ

С каждым годом потребление электроэнергии населением значительно растет и сети электроснабжения, рассчитанные на передачу меньшей мощности, страдают в первую очередь, что приводит к перегреву проводов, старению изоляции, и как следствие к потерям электрической энергии. Несимметрия токов приводит к возрастанию потерь мощности и энергии в сетях на 30..50% по сравнению с симметричным режимом. В течение длительного времени не уделялось внимание компенсации реактивной мощности в распределительных сетях 0,4 кВ. Объяснялось это тем, что коммунально-бытовая нагрузка носила преимущественно активный характер из-за особенностей используемых электроприемников. В настоящее время характер коммунально-бытовой нагрузки кардинально изменился в результате широкого распространения новых типов электроприемников (микроволновых печей, кондиционеров, морозильников, люминесцентных ламп, стиральных и посудомоечных машин, персональных компьютеров и т.д.), потребляющих из питающей сети наряду с активной мощностью также и значительную реактивную. Существует несколько способов снижения реактивной мощности, однако применение для этих целей именно конденсаторных установок представляется наиболее предпочтительным. Конденсаторные установки имеют малые потери, просты в наладке и эксплуатации, их можно подключить в любой точке электросети. С их помощью можно компенсировать практически любой объем реактивной мощности. Использование конденсаторных установок позволяет: разгрузить питающие линии электропередачи, трансформаторы и распределительные устройства, снизить расходы на оплату электроэнергии, при использовании определенного типа установок снизить уровень высших гармоник, подавить сетевые помехи, снизить несимметрию фаз, сделать распределительные сети более надежными и экономичными. На практике коэффициент мощности после компенсации находится в пределах от 0,93 до 0,99, соответственно при компенсации реактивной мощности ток, потребляемый из сети, снижается, в зависимости от cos φ на 30-50 %, соответственно уменьшается нагрев проводящих проводов и старение изоляции т.п. Внедрение конденсаторных установок поможет избежать просадки напряжения на линиях электропитания удаленных потребителей, позволит уменьшить размер оплаты за электроэнергию, обеспечить подачу электроэнергии по кабелю с меньшим сечением, увеличить срок эксплуатации электрооборудования вследствие его меньшего нагрева.

Научный руководитель – Т.А. Мазур, канд. техн. наук, доцент

УДК 681.518.54:621.311(043.2)

Бенедицький О.В.
Національний авіаційний університет, Київ

ПЕРСПЕКТИВИ РОЗВИТКУ ЦИФРОВИХ РЕЄСТРАТОРІВ АВАРІЙНИХ ПОДІЙ ЕЛЕКТРОЕНЕРГЕТИЧНИХ ОБ'ЄКТІВ

Найважливішими об'єктами, що визначають надійність, «живучість» і економічність енергосистем, є підстанції. Більша кількість пристроїв складного релейного захисту (РЗ) і комплексної протиаварійної автоматики (ПА) вимагає постійного контролю правильності їх роботи. Актуальним завданням на таких підстанціях залишається швидкий аналіз аварійних ситуацій на підстанції та прилеглої мережі. Для виконання вищезазначених завдань, а також для об'єктивного визначення технічного стану обладнання електротехнічних об'єктів широко впроваджуються програмно-інформаційні діагностичні системи та комплекси на основі реєстраторів аварійних подій (ПАРМА РП 4.06М, «РЕКОН-06БС», SMART-WAMS, Smart-ССПТІ, Регіна, ARIS, PowerLog PL134, SPIDER, та ін.) Основні функції таких систем: дистанційне керування основним обладнанням енергетичного об'єкта та віддалене налаштування захисту; збір, обробка та хронологічна реєстрація аналогової і дискретної інформації про роботу обладнання (включаючи осцилограми, дані визначення місць пошкодження ліній електропередач, поточні уставки і сигнали спрацювання пристроїв релейного захисту та автоматики та протиаварійної автоматики); контроль і діагностика параметрів режиму роботи обладнання; формування, автоматичне оновлення, архівування інформаційної бази даних системи; контроль правильності виконання оперативних перемикань; відображення схем підстанції в реальному масштабі часу; реєстрація, збереження та перегляд аварійних і перехідних процесів у вигляді осцилограм; служба єдиного часу; самодіагностика програмно-технічних засобів системи. На сьогоднішній день пропонуються дві структури побудови інформаційно-діагностичних комплексів (ІДК): - у вигляді рівневої структури: нижній рівень утворюють реєстратори аналогових і дискретних сигналів (контролери приєднання), розподілені на об'єкті. Число реєстраторів визначається кількістю аналогових і дискретних сигналів, які підлягають обробці; верхній рівень складається з ПЕОМ, модема і блоку авто запуску; - у вигляді локальної мережі: реєстратори об'єднані в технологічну локальну мережу; інформація з реєстраторів збирається та зберігається на сервері.

Проте, впровадження реєстраторів аварійних подій (РАП), що дозволило вирішити ряд проблем, спричинило необхідність аналізу великої кількості інформації, яка надходить у вигляді осцилограм, що знизило здатність диспетчерів оперативно реагувати на порушення в енергосистемах. Тому подальший розвиток ІДК на базі РАП пов'язано з удосконаленням і розробкою спеціалізованих програм для аналізу даних з реєстраторів електроенергетичних об'єктів.

Науковий керівник – Т.А. Мазур, канд. техн. наук, доцент

УДК 621.313 (043.2)

Чиримпей Є.І.
Національний авіаційний університет, Київ

ПАРАМЕТРИЧНІ СПОСОБИ СТАБІЛІЗАЦІЇ ТА РЕГУЛЮВАННЯ ШВИДКОСТІ ОБЕРТІВ АСИНХРОННОГО ДВИГУНА

Асинхронний двигун має статор и ротор особливої конструкції з можливістю параметричного регулювання. Задача вирішується виконанням ротора у вигляді двох роторів напресованих один на одного, перший з яких виконаний у вигляді масиву, а другий класичної конструкції з короткозамкненою обмоткою, розміщенням магнітного шунта на внутрішній частині магнітопроводу статора з обмоткою підмагнічування. Статор 1 (рис.1) має на внутрішній циліндричній поверхні пази 3, в яких укладається трифазна обмотка 4 та внутрішній магнітний шунт 5 с пазами 6, 7 на внутрішній и зовнішній циліндричних поверхнях.

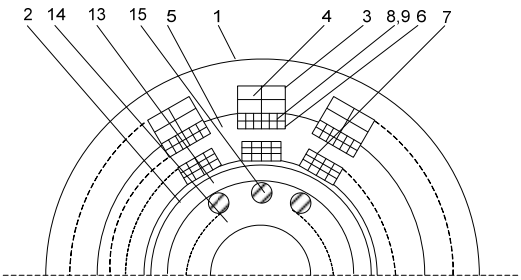


Рис. 1. Конструктивна схема

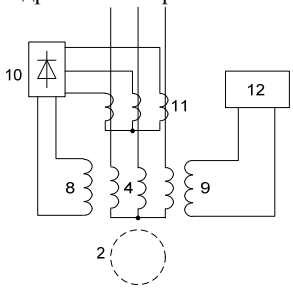


Рис. 2. Електрична схема

В пазах 6 и 7 розмішена тороїдальна обмотка підмагнічування, яка складається з двох частин 8, 9, одна з яких 8 отримує енергопостачання від силових випрямлячів 10, рис. 2. Силові випрямлячі 10 підключені на вихід блока трансформаторів струму 11. друга обмотка підмагнічування 9 отримує енергопостачання від блоку регулювання 12. Ротор двигуна 2 виконаний з двох роторів 13 и 14, напресованих один на одного. Зовнішній ротор 13, який має менші радіальні розміри ніж внутрішній 14, виконаний у вигляді масиву зі сталі. Внутрішній ротор 14 за конструкцією аналогічний асинхронному двигуну звичайного виконання з короткозамкненою обмоткою 15. Переріз стержнів короткозамкненої обмотки 15 вибирається таким, щоб при номінальному режимі роботи двигун мав мінімальне ковзання. Електромагнітний момент асинхронного двигуна створюється сумарною дією електромагнітних моментів від взаємодії вихрових струмів в масиві 13 двигуна і струмів в короткозамкненій обмотці 15 з магнітним полем машини. При цьому в ділянці малих ковзань переважає момент, який створюється короткозамкненою обмоткою 15, а в ділянці великих ковзань – масивом 13. Реалізація двох законів регулювання: за збудженням и по відхиленню забезпечує високу швидкодію і можливість стабілізації швидкості обертів, при зміні навантаження на валу асинхронного двигуна.

Науковий керівник – В.В. Тихонов, канд. техн. наук, доцент

УДК 621.313(043.2)

Помогайбо Л.О.
Національний авіаційний університет, Київ

АСИНХРОННИЙ ГЕНЕРАТОР З ПОДВІЙНИМ СТАТОРОМ

Для стабілізації частоти та регулювання напруги з широким діапазоном зміни швидкості обертання асинхронний генератор складається з статора якій має зовнішній магнітопровод 1, рис. 1 з трифазною обмоткою 4 та внутрішнього 3, який є збудником.

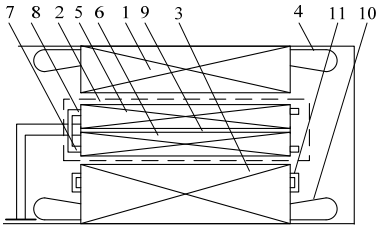


Рис. 1. Конструктивна схема

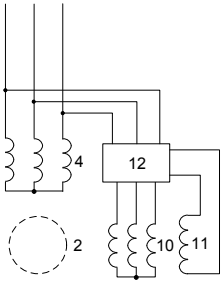


Рис. 2. Електрична схема

Внутрішній магнітопровід має два порожнистих циліндри з пазами, в яких розташовані багатофазна обмотка 10 та обмотка підмагнічування 11. Багатофазна обмотка збудження 10 підключена до трифазної обмотки генератора 4 через блок регулювання 112. Для регулювання напруги використовується обмотка підмагнічування 14, яка охоплює магнітний шунт. Ротор виконується у вигляді двох порожнистих циліндрів 5,6 з феромагнітного матеріалу та має на внутрішній та зовнішній поверхнях пази, в яких розташовані короткозамкнені обмотки 7,8, з'єднані між собою з однієї сторони а з іншої замкнені кільцями закоротко. Між порожнистими циліндрами розташований порожнистий циліндр 9 з немагнітного сплаву. При обертанні ротора 2 з номінальною швидкістю обертання відбувається самозбудження збудника 3. Збудник 3 спільно з внутрішньою частиною 5 ротора 2 являє асинхронну машину, працюючу в режимі генератора. Самозбудження здійснюється через блок регулювання 12, налаштованого на частоту мережі. При цьому в коротко замкнутій обмотці 7 внутрішньої частини 5 ротора 2, наводиться електрорушійна сила (ЕРС), під дією якої протікає струм.

Враховуючи, що обмотка 7 з'єднана з обмоткою 8, струм, що протікає по обмотці 8 створює обертове магнітне поле. Магнітне поле, яке створюється обмоткою 8, перетинає витки трифазної обмотки 4 статора 1 та індукують в ній ЕРС. Якщо обрати число пар полюсів трифазної обмотки 4, рівним числу пар полюсів обмотки 10, то частота ЕРС в обмотці 4 рівна номінальній частоті напруги генератора. При зміні швидкості обертання ротора 2 генератора змінюється частота ЕРС в короткозамкнених обмотках 7,8 ротора, але частота ЕРС в трифазній обмотці 4 залишається незмінною.

Науковий керівник – В.В. Тихонов, канд. техн. наук, доцент

УДК 629.735.064.53(043.2)

Данько О.О.
Національний авіаційний університет, Київ

СИСТЕМА СТАБІЛІЗАЦІЇ НАПРУГИ АВІАЦІЙНОГО СИНХРОННОГО ГЕНЕРАТОРА З ПОСТІЙНИМИ МАГНІТАМИ

Сучасна модель побудови бортової системи енергопостачання для перспективних ЛА не є оптимальною, вимагає істотних витрат на її експлуатацію і викликає значні труднощі при інтеграції бортового обладнання. Одним з найбільш перспективних напрямів створення конкурентоспроможного вітчизняного літака є перехід до концепції літака з повністю електрифікованим обладнанням (умовне найменування - "повністю електричний літак" або ПЕЛ).

Під "повністю електричним літаком" розуміється літак з єдиною централізованою системою електропостачання, що забезпечує всі енергетичні потреби літака. Реалізація концепції ПЕЛ дозволить виключити (мінімізувати) централізовану гідросистему літака і ліквідувати пневмосистему з відбором повітря від авіадвигуна.

На ПЕЛ пропонується використовувати генератори з постійними магнітами. Найкраще для цього підходять висококоерцитивні постійні магніти. які значно зменшують вагу генератора - майже в два рази. Однією з найбільш складних проблем, що виникають при застосуванні генераторів з висококоерцитивними постійними магнітами. В зв’язку з тим, що швидкість обертання вихідного валу авіаційного двигуна при зміні режиму роботи від наземний малий газ до максимальний змінюється вдвічі, відповідно буде змінюватись і вихідна напруга генератора. Основним способом регулювання вихідної напруги синхронного генератора є зміна величини магнітного потоку, створюваного індуктором. Проте в машинах із постійними магнітами такий спосіб є складним.

Ми пропонуємо використовувати схему електрогенераторної установки в такому вигляді: першою ланкою цієї схеми є власне генератор і керуючий ним інвертор. Вихідним параметром першої ланки є постійна напруга. Друга ланка - перетворювач постійної напруги в вихідну трифазну напругу змінного струму. Ці ланки об'єднані між собою ланкою постійного струму, до складу якого входить батарея конденсаторів, що згладжують пульсацію струму інвертора і виконують роль накопичувача енергії.

Така структурна побудова установки дозволяє за рахунок більшої кількості незалежно регульованих параметрів знизити динамічні вимоги до контурів стабілізації кожного з цих параметрів і забезпечити високу якість вихідної напруги. Одночасно з цим така схема дозволить в подальшому забезпечити застосування даного генератора в якості стартера для запуску авіаційного двигуна.

Науковий керівник – Н.Д. Красношапка, канд. техн. наук, доцент

УДК 65.011.3:656.71(042)

Васильев М.А.
Национальный авиационный университет, Киев

РЕКОНФИГУРАЦИЯ УПРАВЛЕНИЯ В АВАРИЙНОЙ СИТУАЦИИ

В течение последних десяти лет, как показывает проведенный анализ авиационных происшествий, 59% авиационных катастроф пассажирских самолетов со смертельным исходом были вызваны потерей управляемости в полете, и еще 33% – столкновением с землей. Анализ отчетов о происшествиях показал, что большинство возникающих в полете особых ситуаций были вызваны неисправностями и отказами системы автоматического управления (САУ), неблагоприятным воздействием внешней среды, а также из-за ошибок экипажа.

В условиях значительной неопределенности, возникающей из-за внезапно возникающих отказов основных элементов САУ и повреждений внешних обводов летательного аппарата (ЛА), а также резких изменений внешней среды, решение задач выбора тактики и стратегии продолжения полета возможно как с помощью экипажа, так и при использовании вероятностных моделей, в связи с чем формируется неоднозначный ответ с различной степенью уверенности. Однако в обоих случаях традиционные подходы характерны недопустимо большим временем принятия решений, что может привести к нежелательному переходу сложившейся сложной полетной ситуации в аварийную, а в некоторых случаях даже в катастрофическую. Исходя из выше сказанного, возникает научная задача, решение которой направленно на восстановление управляемости и устойчивости ЛА в условиях внезапного возникновения особой ситуации (ОС) в полете на основе методов реконфигурации и интеллектуальных технологий.

В зависимости от особой ситуации и ее развития в полете, предложены следующие алгоритмы направленные на предотвращение ее последствий: - параметрическая реконфигурация, то есть изменение передаточных чисел регулятора; – структурная реконфигурация – далеко не всегда удастся устранить неадекватное поведение ЛА за счет коррекции параметров управления и требуется структурная подстройка под создавшуюся ситуацию в полете, то есть перераспределение управления на исправные управляющие поверхности;– реконфигурация объекта управления (ЛА) – если структурная реконфигурация управления не позволяет снизить последствие отказа/повреждения САУ ЛА то следует менять конфигурацию объектов управления;– реконфигурация целей и программы полета - в случае неэффективности предыдущих уровней адаптации к создавшейся полетной ситуации необходимо определить новое множество целей, достижение которых обеспечить сохранение ЛА и жизни людей, поиск необходимой площадки и совершения вынужденной посадки.

Приведенные алгоритмы можно объединить в многоуровневую структуру, в виде надстройки, образующей исполнительный уровень с помощью координатных и операторных обратных связей

Научный руководитель – Д.О. Шевчук, канд. техн. наук, доцент

УДК 681.6:689.7 (043.2)

Таку С.О.
Національний авіаційний університет, Київ

СИНТЕЗ НЕЙРОМЕРЕЖЕВОГО РЕГУЛЯТОРА СИСТЕМИ АВТОМАТИЧНОГО КЕРУВАННЯ АВІАЦІЙНИМИ ДВИГУНАМИ

Будемо вважати, що динаміка ГТД як об'єкта керування описується диференціальним рівнянням " вхід - вихід" , заданим в неявному вигляді:

$$\varphi(y^n, y^{n-1}, \ldots, y; u^m, u^{m-1}, \ldots, u) = 0,$$

де $u = u(t)$ i $y = y(t)$ - вхід та вихід об'єкта який досліджується, m i n - максимальні порядки похідних u^i, y^j для вхідної та вихідної змінних $u(t)\ i\ y(t), (m \le n)$.

Потрібно побудувати адаптивний регулятор в класі нейромережевих структур, який би забезпечував стабілізацію режимів роботи одновимірного об'єкта при дотриманні вимог до САК ГТД, що синтезується з можливістю автоматичного (on-line) налаштування параметрів регулятора при зміні параметрів (або режимів роботи) об'єкта. Розглядаються варіанти побудови адаптивних нейромережевих регуляторів (рис.).

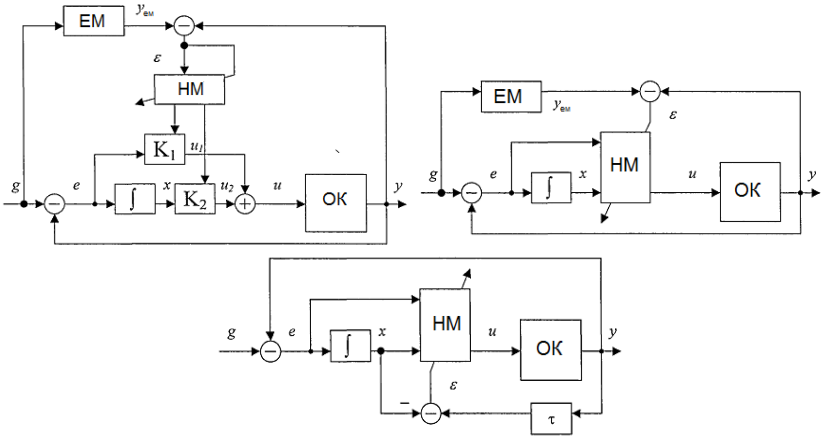


Рис. Варіанти побудови адаптивних нейромережевих регуляторів

Вимоги, які повинні дотримуватися до САК ГТД:астатизм (нульова статична похибка); фізична реалізація регулятора; стійкість та задана якість процесів керування на фіксованій множині $M = \{M_1, \ldots, M_r\}$ для об'єкта керування; мінімальна складність регулятора.

Науковий керівник – С.В. Єнчев, канд. техн. наук, доцент

УДК 615.6:621.7 (043.2)

Захарченко Ю.А.
Національний авіаційний університет, Київ

ОПТИМІЗАЦІЯ АЛГОРИТМУ КЛОНАЛЬНОГО ВІДБОРУ ШТУЧНИХ ІМУННИХ СИСТЕМ ДЛЯ РОЗВ'ЯЗАННЯ ЗАДАЧ СИНТЕЗУ РОЗКЛАДІВ ТА РОЗПОДІЛУ РЕСУРСІВ

Підвищення ефективності виробничих процесів - завдання складне і багатопланова. Її рішення пов'язане з удосконаленням організації праці, застосуванням науково обгрунтованих методів управління виробництвом і впровадженням інтегрованих автоматизованих систем управління (ІАСУ) на основі широкого використання сучасних засобів обчислювальної техніки і останніх досягнень в області розробки програмно-алгоритмічного забезпечення.

Завдання синтезу розкладів полягає у виконанні деякої сукупності завдань з обробки заданих партій виробів з використанням деякої множини ресурсів. При цьому вихідними даними є властивості завдань, ресурсів і накладені обмеження. Потрібно скласти оптимальний план виконання робіт, якому відповідає екстремальне значення заданого критерію. Широкий спектр різних виробничих факторів, що впливають на спосіб організації виробництва і сформульовані обмеження і критерії оптимальності, обумовлюють необхідність вирішення різноманітних завдань планування. В якості методу пошуку множини альтернативних правил пропонується використовувати алгоритм клонального відбору штучних імунних систем, які представляють собою потужний засіб вирішення NP-складних завдань дискретної оптимізації та задач структурного синтезу. Даний метод зарекомендував себе при вирішенні найрізноманітніших завдань комбінаторного характеру, зокрема таких, як випадковий пошук і оптимізація в складних, погано обумовлених просторах великої розмірності.

Аналіз роботи алгоритму синтезу розкладів показав, що для отримання оптимального рішення з точки зору заданого критерію необхідно використовувати комбінації різних евристик. В якості методу пошуку оптимальної комбінації евристик, що застосовуються на кожному кроці синтезу розкладів, доцільно використання гібридного еволюційно-імунного алгоритму. З метою підвищення ефективності роботи алгоритму клонального відбору обгрунтована необхідність модифікації структури і налаштування його параметрів на рішення комбінаторних задач дискретної оптимізації, до яких належать завдання синтезу розкладів і розподілу ресурсів. Запропоновано спосіб кодування структурних параметрів в антитілі, в якому значеннями ділянок антитіла є імена евристик. При цьому відпадає необхідність у застосуванні додаткових операторів корекції, що знижують ефективність клонального пошуку. Реалізація розробленого оптимізованого алгоритму в рамках автоматизації управління виробництвом дозволить підвищити якість та ефективність прийнятих планових рішень, скоротити тривалість виробничого циклу і знизити витрати на виконання робіт.

Науковий керівник – О.В Самков, д-р техн. наук, професор

УДК 621.6:615.7 (043.2)

Соколова Н.П., **Захарченко Ю.А.**
Національний авіаційний університет, Київ

КОНЦЕПТУАЛЬНА МОДЕЛЬ ЕНЕРГОЗБЕРІГАЮЧИХ ЗАХОДІВ ДЛЯ ОБ'ЄКТІВ ГАЛУЗІ ОСВІТИ

Розробка та впровадження моделі енергозберігаючих заходів для організаційних структур є першочерговим, так як тільки за рахунок безвитратних і маловитратних (організаційних) заходів дозволяє скоротити енергоспоживання на 3-7%. Крім того, модель енергозберігаючих заходів створює інформаційну базу для впровадження капіталомістких енергозберігаючих технологій.

Метою досліджень є: створення організаційно-методичного забезпечення моделі управління енергетичною системою (УЕС) об'єктів галузі освіти; забезпечення її функцій для зниження питомих показників споживання паливно-енергетичних ресурсів (ПЕР); використання оптимальної енергоефективності, виходячи з обмежених фінансових ресурсів реалізації проектів розвитку організаційних структур.

Розробка моделі УЕС здійснюється на основі і з урахуванням наявних на підприємстві організаційних, технічних та інформаційних ресурсів : АСУ ТП, АСКОЕ, метрологічних засобів, засобів телекомунікації, структури відділів і служб, пов'язаних з питаннями енергоефективності, діючих положень, у тому числі положення про матеріальне стимулювання за ефективне використання ПЕР, накопичених масивів інформації про енергоспоживання та випуску продукції і т.д.

Модель УЕС - це комплекс організаційних заходів, технічних засобів і програмно-методичного забезпечення, які дозволяють керівництву організації приймати оперативні управлінські рішення, спрямовані на споживання тільки мінімально необхідної кількості ПЕР. Модель УЕС дозволяє планувати рівень споживання енергоресурсів і контролювати виконання планових показників, а також вона дозволяє оптимізувати використання обмежених фінансових ресурсів для реалізації проектів з енергоефективності за критерієм мінімізації витрат. Функції моделі УЕС включають в себе: оперативний контроль енергоспоживання та інших факторів, що впливають на величину енергоспоживання, визначення нормалізованого (планового) рівня енергоспоживання, зіставлення фактичного і нормалізованого рівнів, діагностику причин перевищення фактичного рівня енергоспоживання над нормалізованим, прогнозування енергоспоживання, прийняття оперативних, керуючих рішень, що забезпечують зниження енергоспоживання і керування проектами з енергоефективності. Концептуальна модель УЕС є першочерговим енергозберігаючим заходом для об'єктів галузі освіти, так як тільки за рахунок безвитратних (організаційних) і маловитратних заходів дозволяє скоротити енергоспоживання на 3 - 7 %. Крім того, модель УЕС створює інформаційну базу для впровадження капіталомістких енергозберігаючих заходів.

Науковий керівник – О.В. Самков, д-р техн. наук, професор

УДК 629.735.035.3'7: 681.518 (043.2)

Товкач С.С.
Національний авіаційний університет, Київ

ФОРМУВАННЯ ІНФОРМАЦІЙНИХ ПОТОКІВ ДЛЯ КЕРУВАННЯ І ДІАГНОСТУВАННЯ АВІАЦІЙНИХ ГАЗОТУРБІННИХ ДВИГУНІВ

Газотурбінний двигун (ГТД) як відновлюваний об'єкт протягом терміну служби вимагає постійного моніторингу, який забезпечується раціональним вибором методів обробки інформації, що визначає основні вимоги до інформаційних потоків, що надходять від датчиків, встановлених на двигуні. Від достовірності та якості інформаційних потоків залежить достовірність визначення технічного стану двигуна і точність його керування.

На рис. 1 представлена схема інформаційних потоків всередині системи автоматичного керування (САК) ГТД. Одним з вузьких місць електронних САК є внутрішній канал міжплатного обміну (КІО). У мікропроцесорах часто застосовують вбудовані послідовні канали інформаційного обміну (SPI, I^2C і т.д.), використовують паралельну шину (I41, ISA) або реалізовують внутрішній КІО на основі стандартних бортових інтерфейсів (ARINC-429, MIL-STD-1533).

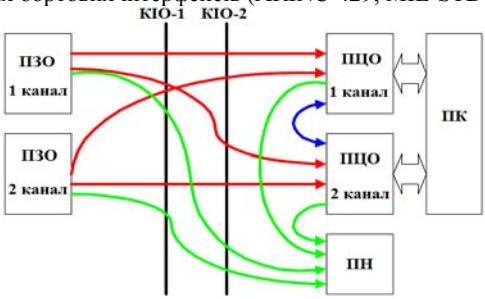


Рис .1. Схема інформаційних потоків

Інформація про двигун і його вузли у підсистемах на основі інформаційних потоків від контрольно-вимірювальних приладів за допомогою прикладного програмного забезпечення електронно-цифрового регулятора (ЕЦР) двигуна записується і аналізується протягом польоту, формуючи інформаційну базу.

При контролі та діагностуванні технічного стану авіаційних двигунів за вимірюваними параметрами достатня більш низька частота обробки параметрів, наприклад, 1 Гц. Це дозволяє заощадити на обчислювальних засобах, тобто зробити їх більш простими і більш надійними. До того ж усереднення параметрів і їх згладжування за досить тривалий термін (1с) дозволяє стабілізувати інформаційні потоки, зробити їх більш інформативними.

Науковий керівник – С.В. Єнчев, канд. техн. наук, доцент

УДК 519.816:621.18 (043.2)

Соколова Н.П., Мигович Н.В., **Рижиков М.В.**
Національний авіаційний університет, Київ

МЕТОДИ ВИБОРУ ЗРАЗКІВ ЕНЕРГЕТИЧНОГО КОТЛОВОГО ОБЛАДНАННЯ

Порівняльна оцінка та вибір складних технічних систем (СТС) є основною проблемою у сучасних умовах, коли швидкими темпами поповнюється номенклатура різних зразків з практично однаковими характеристиками. Її вирішення дає змогу забезпечити оптимальний вибір зразків СТС, уникнути значних економічних витрат та часу, що в свою чергу можна використати у вирішенні ситуаційних задач. Постановка завдання досліджень зводиться до вибору такого зразка енергетичного котлового обладнання (ЕКО), який би забезпечував оптимальне значення критерію вибору з урахуванням індивідуальних переваг споживачів щодо технічних характеристик та економічності обраного зразка. Дана проблема належить до класу задач кваліметрії. Їй розв'язанню присвячено значну кількість досліджень. Проте кожен із запропонованих раніше методів має свої недоліки , які можна усунути за допомогою комплексного застосування методів. У роботі досліджено функціонування системи підтримки прийняття рішень з вибору зразків ЕКО на базі двох методів: методу аналізу ієрархій (МАІ) та методу розпізнавання образів (МРО). МАІ заснований на ранжируванні об'єктів, які характеризуються набором характеристик та їх аналізу. МАІ більш доцільно використовувати у випадку наявності експерта, який може дати об'єктивну оцінку пріоритетів. МРО заснований на порівнянні альтернатив на введених образах класів ідеалу («ідеальна» альтернатива) і неідеальна з використанням методу стохастичної апроксимації для визначення ступеня наближення кожної альтернативи до цих класів. МРО служить для вибору серед об'єктів з конкретними технічними характеристиками, що дає можливість виділити класи, які характеризуватимуть об'єкт по цільовому використанню, по масштабу виконуваних завдань і т.п. У роботі було проведено порівняння чотирьох зразків вітчизняних зразків котлового обладнання з урахуванням вимог та переваг кінцевого споживача-експерта. Незначна розбіжність у числових показниках оцінки методом МАІ ускладнює прийняття остаточного рішення щодо вибору. Саме тому доцільно було провести повторне порівняння за допомогою МРО, результати оцінки згідно якого показали більшу дисперсію якісно-числових оцінок. Таким чином доведено ефективність застосування комбінованого алгоритму для вибору зразків ЕКО. Отже, з метою вирішення задачі порівняльної оцінки та вибору зразків ЕКО, уникнення помилкових рішень та підвищення їх обґрунтованості запропонований комбінований методичний підхід на основі методу аналізу ієрархій та методу розпізнавання образів, що дозволяє особі, яка приймає рішення, точніше визначитись із необхідним та прийнятним зразком ЕКО та уникнути значних втрат на основі помилкових рішень.

Науковий керівник – О.В. Самков, д-р техн. наук, професор

ВИРОБНИЦТВО, ТЕХНІЧНЕ ОБСЛУГОВУВАННЯ ТА ДІАГНОСТИКА АВІАЦІЙНОЇ ТЕХНІКИ І ГАЗОТУРБІННИХ УСТАНОВОК

УДК 629.7.048 (043.2)

Плотніков А.О.
Національний авіаційний університет, Київ

СИСТЕМНИЙ ПІДХІД ДО ПРОЕКТУВАННЯ СИСТЕМ КОНДИЦІЮВАННЯ ПОВІТРЯ ЛІТАКІВ ТРАНСПОРТНОЇ КАТЕГОРІЇ

Система кондиціювання повітря сучасних літаків транспортної категорії є найбільшим споживачем енергії. Від надійності, якості і ефективності кондиціювання повітря залежить безпека польотів, їх економічність, експлуатаційні та комерційні властивості літака у цілому. Сучасні міжнародні і державні Авіаційні правила (АП-25, JAR-25, FAR-25) пред'являють підвищені вимоги до надійності і функціональних характеристик системи кондиціювання повітря, відносять її до бортових систем літака, що безпосередньо впливають на безпеку польотів,.

У зв'язку з організованою складністю системи кондиціювання повітря сучасних літаків транспортної категорії, актуальною прикладною науковою проблемою є формування нового методологічного підходу до розв'язання задач проектування цих систем на основі визначення принципів організації ефективної функціональної структури системи кондиціювання повітря як органічної єдності, розробки системного апарату, який враховує складність системи кондиціювання повітря, а також нових методів розв'язання проектних задач.

У доповіді наведено новий підхід до розв'язання проблеми створення системи кондиціювання повітря сучасних літаків транспортної категорії [1]. На основі системного аналізу представлено вихідні положення та особливості структурно-функціональної організації системи кондиціювання повітря, а також апарат, який дозволяє розглядати системи кондиціювання повітря як цілісний об'єкт, і встановлює причинно-наслідкові зв'язки її організації і системних властивостей.

Список використаних джерел

1. *Хлистун О.І.* Структурно-функціональне проектування ефективних систем кондиціювання повітря літаків транспортної категорії / XIV міжнародна науково-технічна конференція АС ПГП "Промислова гідравліка і пневматика". м. Одеса, 18-19 вересня 2013 р.: матеріали конференції. – Вінниця: ГЛОБУС-ПРЕС, 2013. – с. 18.

Науковий керівник – О.І. Хлистун, канд. техн. наук, доцент

УДК 629.735.015.3:532.528(043.2)

Шандура Т.М.
Національний авіаційний університет, Київ

КАВІТАЦІЯ В ОБ'ЄМНОМУ НАСОСІ

Кавітація та газовиділення в робочих рідинах гідросистем виникають під впливом ряду одних і тих же причин, головною з яких є понижений тиск. Їх негативний прояв в гідросистемах так само схожий. Однак, по своїй фізичній природі ці явища різні. На практиці вони завжди супроводжують один одного, здійснюючи взаємний вплив. В природі вони можуть існувати цілком самостійно, незалежно один від одного.

Дана робота присвячена дослідженню працездатності аксіально-поршневих насосів в умовах кавітації газовиділення.

Першопричиною кавітації і виділення повітря є недостатній тиск для забезпечення нерозривності потоку в процесі заповнення циліндра рідиною слідом зо поршнем, що всмоктує рідину. В результаті виділення повітря і кавітації циліндри на початок фази нагнітання приходять з камерами, частково недозаповненими рідиною, що є причиною підвищеної пульсації тиску в магістралі нагнітання. Повторно явище кавітації розвивається при дозаповненні циліндра рідиною з лінії високого тиску. Після переходу торцевого розподільника зачинені об'єми циліндрів з'єднуються з напірною лінією. Це призводить до зворотної течії рідини (з трубопроводу нагнітання в циліндр). Зустрічний співудар втікаючого струменя з поршнями викликає ударні хвилі.

В роботі теоретичним шляхом отримано формули які мають велике практичне значення, так як експериментально визначивши значення допустимого кавітаційного запасу і вхідного критичного тиску (котрий являється межею для початку розвитку кавітації) для одного насоса, відпадає необхідність експериментально робити ту саму трудомістку роботу для насосів з подібними гойдаючиими вузлами. Достатньо лиш знати деякі їх геометричні розміри і частоту обертання валів і можна розрахунковим шляхом отримати значення допустимих кавітаційних запасів і вхідних критичних тисків для любого з подібних насосів.

Даними формулами можна користуватись при перерахунку значень критичних точок на кавітаційних характеристиках насоса при переході з одної частоти на іншу. Тобто, таким чином можна отримати ряд кривих, кожна з яких відповідає певному визначеному значенню частот обертання.

Науковий керівник – Т.В. Тарасенко, канд. техн. наук, доцент

УДК 535.417.2:519.876.5:629.735.036.34(043.2)

Кисляк М.І.
Національний авіаційний університет, Київ

ДОСЛІДЖЕННЯ ВПЛИВУ ФОРМИ АКУСТИЧНОГО РЕЗОНАТОРА НА ЕФЕКТИВНІСТЬ ЗМЕНШЕННЯ ЗВУКУ ДВИГУНА, В СЕРЕДОВИЩІ ANSYS

Дослідження впливу акустичних резонаторів на потік є актуальним питанням, оскільки розв'язавши його екологічна шкідливість цивільної авіації значно зменшиться, але виготовлення зразків і фізичної моделі для дослідження є дуже витратною та громіздкою справою. Необхідність точного виготовлення зразків, відповідного їх розташування і, найголовніше, отримання всіх показників акустичних резонаторів вимагає створення дослідних зразків, тому створення і удосконалення математичної моделі є актуальним завданням.

Математична модель дозволяє змінювати параметри робочого середовища, геометричні розміри, форми та розташування акустичних резонаторів. Основною перевагою такої моделі є те, що можливо змоделювати та визначити вплив різних факторів (таких як форма резонатора, відносне розташування решітки резонаторів та інше) при однакових/різних умовах.

За результатами аналізу тенденцій зміни основних параметрів двигунів та ефективності методів зниження шуму, пропонується удосконалити метод зменшення шуму, що генерує вентилятор газотурбінного двигуна, шляхом математичного моделювання конструкцій, що поглинають звук, які розміщені в корпусі вхідного каналу газотурбінного двигуна.

Розповсюдження звукової хвилі від першої ступені компресору низького тиску при роботі газотурбінного двигуна здійснюється в обидві сторони як в передню частину, так і в двигун. В бік протилежний потоку звук розповсюджується без перешкод, що збільшує його інтенсивність в порівнянні з звуком, що розповсюджується в середину двигуна, де передання звукових коливань здійснюється через кожух, що зменшує його інтенсивність. Тому доцільно зменшувати звук в першій ступені компресора низького тиску декількома способами, а саме: використанням нових широкохордних лопаток, та встановленням акустичних резонаторів на кожусі.

Для визначення впливу форми резонатора розглядаються резонатори в формі кулі та куба, що розташовуються у один та два шари.

Науковий керівник – М.М. Мітрахович, д-р техн. наук, професор

УДК 629.735.083.03:681.518.54(043.2)

Потапов В.Е.
Национальный авиационный университет, Киев

ПЕРСПЕКТИВЫ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ГЕНЕТИЧЕСКИХ АЛГОРИТМОВ ПРИ РЕШЕНИИ ЗАДАЧ ДИАГНОСТИРОВАНИЯ ТУРБОРЕАКТИВНЫХ ДВУХКОНТУРНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Снижение расходов на обслуживание является одной из важнейших задач организаций по техническому обслуживанию. Здесь большую роль играет разработка и внедрение современных и высокочувствительных систем технической диагностики, позволяющих на ранней стадии обнаружить появление, развитие неисправностей и отказов.

Одним из перспективных направлений современной технической диагностики является использование генетических алгоритмов (ГА). Предусматривается широкая автоматизация процессов диагностирования в реальном масштабе времени (непосредственно в полёте), интеграция систем диагностики и автоматического управления газотурбинного двигателя.

Для использовании в диагностических системах, генетические алгоритмы применяются, начиная с середины 90-х годов. В первых работах, где для решения задачи построения работ используются ГА, особи представляли собой простые двоичные векторы (наборы входных сигналов), а не тестовые последовательности. Позднее появились направления, где в качестве особи ГА рассматривалась двоичная матрица, соответствующая входной диагностической последовательности. Такое кодирование на данный момент считается стандартным на логическом уровне представления цифровых устройств.

Для разработки генетического алгоритма нужно решить, как будет представляться особь, как вычислять значение фитнес-функции, определить операторы селекции, скрещивания, мутации. Ключевым здесь является выбор способа представления, а за математическую модель будет принята модель рабочего процесса турбореактивного двухконтурного двигателя.

Для рассматриваемой задачи построения кратчайшего диагностического метода будет разработан генетический алгоритм, особенностью которого является использование внешнего цикла для перебора различных вариантов длин тестов и использование стандартных генетических операторов.

Применение использованных подходов на модельных задачах оптимизации (поиска кратчайшего цикла в графе, поиска компактных групп объектов и т.п.) показывает, что генетический алгоритм, использующий стандартные операторы, позволит найти решение в определении состояния турбореактивного двухконтурного двигателя, более близкое к оптимальному, в 70-80 % случаев (в задаче поиска кратчайшего цикла).

Научный руководитель – С.А. Дмитриев, д-р техн. наук, профессор

УДК 620.179.112(043.2)

Набоков А.В.
Славянский колледж
Национального авиационного университета, Славянск

ИССЛЕДОВАНИЕ ДИНАМИКИ ПОВТОРНОГО ЗАХОДА НА ПОСАДКУ

Сокращение количества авиационных происшествий при заходе на посадку и при посадке самолета остается одной из главных проблем авиации. Неспособность экипажем воздушного судна распознать необходимость ухода на второй круг и невыполнение этого маневра является одной из главных причин авиакатастроф при заходе на посадку и посадке самолета.

Сложные проблемы при посадке самолета возникают при отказе реверса и тормозных устройств шасси. При использовании реверса тяга двигателя возрастает. В случае отказа реверсивные окна не открываются, большое время переходного процесса при увеличении тяги двигателя приводит к увеличению скорости движения по взлетно-посадочной полосе (ВПП). Существенное сокращение располагаемой дистанции торможения по ВПП, требует взлета для повторного захода на посадку. При повторном заходе на посадку с учетом работоспособности посадочных устройств появляется возможность использования сил торможения шасси на большей дистанции.

Рассматривается расчет маневра ухода на второй круг с учетом переходных процессов в коротко и длиннопериодическом движении самолета методами математического и численного моделирования.

Результаты исследования показывают, что в условиях высокой интенсивности эксплуатации взлетно-посадочных полос повторная посадка может быть выполнена через 8÷10 минут. Определены затраты топлива на выполнение маневра, параметры траектории в проекциях на вертикальную и горизонтальную плоскости. Прерывание посадки и повторный заход на посадку повышают безопасность воздушного судна и пассажиров в сложных метеорологических условиях:

- при срабатывании системы предупреждения о столкновении с рельефом местности в условиях низкой облачности и отсутствии визуального контакта с наземными ориентирами;
- при боковом отклонении точки касания за пределами взлетно-посадочной полосы в условиях сильного бокового ветра;
- при большом удалении точки касания от торца взлетно-посадочной полосы в условиях ветровых порывов, близких к предельно-допустимым значениям, что создает угрозу выкатывания за пределы взлетно-посадочной полосы;
- при отсутствии визуального контакта с навигационными огнями взлетно-посадочной полосы ночью в условиях низкой облачности;
- если не происходит срабатывание системы торможения колес основных стоек шасси и не включается реверс двигателя после касания взлетно-посадочной полосы при длительном пробеге по ВПП.

Научный руководитель – А.И. Бутовский,
преподаватель высшей категории

УДК 629.7.036(043.2)

Якивец С.Р.
Славянский колледж
Национального авиационного университета, Славянск

ПЕРСПЕКТИВЫ И ПРОБЛЕМЫ РАЗВИТИЯ АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Всего четыре страны в мире обладают научно-техническим и промышленным потенциалом, позволяющим самостоятельно создавать авиационные двигатели любого типа и назначения: Россия, США, Великобритания и Франция. Использование принципов "двойных технологий" позволяет этим странам широко применять авиационные двигатели в качестве высокоэффективных источников механической, газодинамической и тепловой энергии в судостроении, энергетике, газоперекачке и других областях народного хозяйства. Объемы затрат и сроки создания двигателей от поколения к поколению неуклонно растут (примерно удваиваются), но при этом доля (по затратам и срокам) в цикле создания двигателя примерно постоянна или даже несколько уменьшается. От поколения к поколению растет доля НИЭР (например, при переходе от V-го к VI-му поколению она возрастает по затратам с 61 % до 74 %, а по срокам – почти в 2 раза). Об эффективности НТЗ можно судить по времени, необходимому для достижения качественно новых уровней характеристик двигателя. Так, благодаря успешно выполняемой в США программе IHPTET, увеличение удельного веса двигателя (отношение тяги двигателя к его весу) примерно в 2 раза может быть обеспечено примерно за 15 лет при переходе от двигателя пятого поколения к шестому. За предыдущие 20-25 лет, при создании двигателя пятого поколения, этот же показатель увеличился всего на 20...25 %. Вначале 80-х годов в отечественном двигателестроении были развернуты работы по созданию НТЗ, цели которых не уступали зарубежным программам. Однако сейчас финансирование работ со стороны Минобороны сократилось по сравнению с 1993 года в 5 раз, что привело к существенному отставанию в создании базового двигателя V-го поколения и обусловило крайне низкие темпы проведения работ по НТЗ для двигателей VI-го поколения. Таким образом, наш паритет в области серийных военных двигателей в настоящее время базируется в основном на НТЗ 80-х годов.

Двигатели VI-го поколения для боевой авиации, создание которых следует ожидать примерно в 2010-2015 гг., по отношению к V-му поколению должны обладать рядом характеристик, способных придать качественно новый уровень боевому самолету. К ним относятся, прежде всего: уменьшение удельного веса двигателя в 1,4...2 раза, удельного расхода топлива – на 15...30 %, повышение надежности на 60-80 %, обеспечение ресурса двигателя, соответствующего 0,5...1 ресурса планера, снижение в 2...3 раза трудоемкости обслуживания и, в совокупности – снижение стоимости жизненного цикла примерно в 1,5 раза. Высокий уровень весового и эксплуатационного совершенства двигателя должен быть обеспечен за счет реализации в его конструкции предельно высокой температуры газа перед турбиной, близкой к стехиометрической ($T^*_г$ = 2300...2400 К), применения композиционных, в том числе керамических, материалов для изготовления основных узлов двигателя и корпусных деталей.

Научный руководитель – А.И. Бутовский,
преподаватель высшей категории

АЕРОДИНАМІКА ТА БЕЗПЕКА ПОЛЬОТІВ

УДК 629.735.015.3(043.2)

Алєксєєнко С.І.
Національний авіаційний університет, Київ

ДОСЛІДЖЕННЯ ЄФЕКТИВНОСТІ ВИХРОГЕНЕРАТОРІВ ПЕРЕДНЬОЇ КРОМКИ КРИЛА

Покращення характеристик, забезпечення безпеки польотів літального та апарату при виході у зону критичних кутів атаки та польоті у турбулентній атмосфері можливе при створенні необхідних умов обтікання поверхні крила, а саме організацію вихрового обтікання за допомогою використання генераторів вихрів(утворювачів повздовжніх вихрів(УПВ)) які розташовані на передній кромці крила.

Для рішення задачі по оптимальній організації вихрового обтікання крила необхідний систематизований пошук оптимальної форми вихреутворюючого тіла. З цією ціллю проведено множину якісних досліджень, а також досліджень по візуалізації потоку за УПВ. По отриманим даним формується уявлення про роботу УПВ і пошук їх необхідної форми і розміру для організації потрібного впливу на обтікання крила.

Дослідження проводились на базі аеродинамічних труб УТАД-2. Аеродинамічна труба УТАД-2 – це труба замкненого типу з відкритою робочою частиною (довжина 900 мм), що має переріз у вигляді еліпса (діагоналі 750×420 мм) та обладнана трьохкомпонентними вагами АВМК. Система керування обертами двигуна вентилятора дозволяє змінювати швидкість потоку в діапазоні від 3,5 до 30 м/с. Ваговий єксперимнет проводився з використанням моделей прямого з несеметричним профілем(l=400, b=150мм), стрілоподібного крила з симетричним профілем(l=330мм, ba=248мм). Для спостереження візуалізованого потоку, використовувалось крило літаючої моделі (l=1000 мм, b=210 мм) обклеїне шовковинками.

По результатам дослідження проведенно аналіз, на базі якого виділенно найбільш ефективні з них, з подальшим удосконаленням УПВ. При наданні асиметричності було досягнуто обертання вихря у заданому напрямку. Під час проведенні досліджень по впливові клиноподібного льоду(початкова стадія) на обтікання крила, були отримані результати, які дозволяють говорити про вплив турбулізації потоку, на аеродинамічні характеристики.

Для вирішення задач, експериментальної аеродинаміки, потрібно зв'язати показання зняті з моделі із очікуваними характеристиками натури, через один з критеріїв подібності. Запропоновано зв'язувати їх через число Рейнольдса, вираженого через циркуляцію крила, тобто нове поняття «вихровий Рейнольдс».

Науковий керівник – Є.П. Ударцев, д-р техн. наук, професор

УДК 629.735.015.3(043.2)

Жданов О.О.
Національний авіаційний університет, Київ

МОДЕЛЮВАННЯ ВИХОРОВИХ ТЕЧІЙ НА ВЕЛИКИХ КУТАХ АТАКИ

В минулому, при проектуванні літальних апаратів, задачі аеромеханіки та динаміки польоту могли розглядатися окремо в зв'язку з можливістю спрощення опису аеродинамічних сил. Після освоєння польотів на критичних кутах атаки постала необхідність взаємозв'язаного розгляду задач механіки польоту та нестаціонарної аеродинаміки з метою більш адекватної постановки та вирішення задач при проектуванні літального апарату.

В загальному випадку для вивчення нестаціонарного руху в атмосфері необхідно розглядати рівняння Ейлера, що описують рух літального апарату, як твердого тіла разом з динамічними рівняннями нестаціонарного обтікання, граничні умови для яких беруться з рівнянь динаміки літака. Але наявні наразі методи розрахунку нестаціонарного обтікання не можуть адекватно відтворити фізику процесів.

На сучасному етапі розвитку аеродинамічних досліджень актуальним є питання створення математичної моделі, що відображає зміну аеродинамічних коефіцієнтів на критичних кутах атаки при відриві потоку, уникнувши вирішення динамічних рівнянь нестаціонарного обтікання. Така аеродинамічна модель повинна бути придатна для моделювання аеродинамічних реакцій при довільному несталому русі і будуватися на основі обмеженого об'єму експериментальних вимірювань або теоретично розрахованих даних.

Розробка та використання таких нелінійних нестаціонарних аеродинамічних моделей в умовах відривного обтікання на даний момент знаходиться на етапі початкового розвитку.

Так для опису відривного обтікання використовується математична модель, що включає в себе релаксаційне рівняння першого порядку.

$$\left\{\begin{array}{l} C_y^H(\alpha, x) = \dfrac{\pi}{2}\sin\alpha(1+\sqrt{x})^2 \\ m_z^H(\alpha, x) = \dfrac{\pi}{2}\sin\alpha(1+\sqrt{x})^2\,\dfrac{5(1-\sqrt{x})^2+4\sqrt{x}}{16} \\ \tau_1\dfrac{dx}{dt} + x = x_0(\alpha - \tau_2\dot{\alpha}) \end{array}\right\}$$

Вона описує основні нестаціонарні та нелінійні особливості виникнення відривного обікання на профілі.

Нами ставиться задача визначення параметрів релаксаційного рівняння для коливального руху.

Науковий керівник – Є.П. Ударцев, д-р техн. наук, професор

УДК 629.735.015.3(043.2)

Любавін С.С., Прокопчук С.І.
Національний авіаційний університет, Київ

ДОСЛІДЖЕННЯ ОБЛЕДЕНІННЯ НА КРИЛІ В АЕРОДИНАМІЧНІЙ ТРУБІ

Проведено дослідження моделі прямого крила, на передній кромці якого було змодельвано три типові види зледеніння з метою отримання результатів їхнього впливу на аеродинамічні характерестики крила.

Модель крила прямокутна в плані, з асиметричним профілем L=0.41м b_a=0.1684м S=0,062317м^2 . Візуалізація проводилась за допомогою шовковинок.

На крилі було організовано три види зледеніння: рогоподібний L=300мм H=15мм, клиновидний L=300mm H=13 мм , бар‘єрний L=300 мм H=12мм.

Дослідження проводилось в учбовій аеродинамічній трубі УТАД-2НАУ замкненого типу з відкритою робочою частиною (довжина 900 мм), що має переріз у вигляді еліпса (діагоналі 750×420 мм) та обладнана трьохкомпонентними вагами АВМК. Система керування обертами двигуна вентилятора дозволяє змінювати швидкість потоку в діапазоні від 3,5 до 30 м/с. Ступінь турбулентності 2,4%. Використовувалась електронна система обчисленя для визначення значень коефіцієнтів C_x C_y m_z.

В результаті дослідження були побудовані залежності аеродинамічних коефіцієнтів і якості C_x C_y m_z, К, а також поляри. Віднімання опору підвіски не проводились. При аналізі залежності коефіцієнта підйомної сили від кута атаки спостерігається зменшення критичного кута атаки та різке погіршення максимального коефіцієнта підйомної сили. Коефіцієнт опору найбільший при рогоподібномута бар‘єрному видах зледеніння. Якість крила з клиноподібним видом не є набагато нижчою ,як у чистого крила. З отриманих данних можна зробити висновок, що зледеніння на передній кромці крила рогоподібного та бар‘єрного типів найгірше впливають на аеродинамічні характеристики крила . Клиноподібне зледеніння в початковій стадії розвитку призводить до поліпшення характеристик звалювання. Але із розвитком зледеніння суттєво посилюється лобовий опір та зменшуються аеродинамічні характеристики крила. Збільшення опору, та зменшення якості, можуть призвести до зменшення підйомної сили, що є негативним явищем з точки зору безпеки польотів. Вищезазначені льодові нарости у вигляді рогів або яких-небудь інших крижаних відкладень можуть докорінним чином змінити картину обтікання крила. Зростає профільний опір, потік стає турбулентним, в багатьох місцях настає його зрив, значно падає величина підйомної сили, зменшується величина критичного кута атаки, зростає вага літака.

Науковий керівник – О.М. Переверзєв, канд. техн. наук, професор

УДК 629.735.33(043.2)

Мироненко М.А., Возняк С.А.
Національний авіаційний університет, Київ

ОЦІНКА ЕФЕКТИВНОСТІ КОМЕРЦІЙНИХ ПАСАЖИРСЬКИХ ПЕРЕВЕЗЕНЬ НАДЗВУКОВИМИ ЛІТАКАМИ. ІСТОРІЯ ТА ПЕРСПЕКТИВИ РОЗВИТКУ

Станом на сьогоднішній день ми можемо говорити лише про два пасажирських надзвукових літака, що виконували регулярні рейси: радянський літак Ту-144 та англо-французький «Конкорд».

Однозначними перевагами цих літаків було значне зниження часу перельоту та можливість використання незайнятого повітряного простору на висоті близько вісімнадцяти кілометрів.

Великою перемогою радянської авіаційної промисловості було те, що максимальна швидкість Ту-144 на випробуваннях досягала 2443 км/год., тоді як швидкість Конкорду не перевищувала 2100 км/год., а пасажиромісткість Ту-144 значно перевищувала пасажиромісткість Конкорда (150 і 100 пасажирів відповідно). Звичайно це могло зробити радянський літак більш рентабельним, якби не набагато вищі ніж у Конкорда витрати палива та значно менша реальна дальність польоту (3,5 тис.км. у Ту-144 і 6,5 тис.км. у Конкорда), що в результаті і стало основним критерієм для визнання Ту-144 нерентабельним, тоді як Конкорд ще доволі довго виконував рейси і навіть приносив прибуток.

Отже, розглядаючи ці літаки у контексті сучасного світу, ми не можемо сказати, що один з них був кращій за інший, так як не зважаючи на їх схожість між собою, їхнє створення було зумовлено різними цілями.

Розглядаючи перспективи розвитку надзвукових літаків у сучасному світі можна сказати, що за станом на сьогодні, витрати на утримання та обслуговування надзвукових літаків значно перевищують прибутки від їх використання. Також іншим аспектом, що заважає перспективам розвитку надзвукових літаків – є ставлення під сумнів їхньої безпеки, а також високий рівень шуму, що виробляють надзвукові літаки.

Проте, з іншої сторони, введення в експлуатацію нових надзвукових літаків могло би не тільки значно збільшити швидкість трансконтинентальних перевезень, а й допомогло би вирішити актуальну нині проблему перевантаженості повітряного простору, так як надзвукові літаки здійснюють перельоти на значно вищий висоті, ніж звичайні літаки.

Отже, у якості висновку можна сказати, що перспективним для використання надзвукових літаків на світовому ринку пасажирських авіаперевезень може бути використання більш дешевих альтернативних видів палива, що значно зменшить видатки, а отже і ціну на квитки, та зниження рівня шуму, що дозволить використовувати маршрути над населеними пунктами.

Науковий керівник – С.Є. Агеєв, канд. техн. наук, доцент

УДК 629.735.015.3(043.2)

Прокопчук С.І., Любавін С.С.
Національний авіаційний університет, Київ

ВИХРОВЕ ОБТІКАННЯ СТРІЛОВИДНОГО КРИЛА

Проведено дослідження моделі стріловидного крила малого подовження, на поверхні якого було організовано вихрове обтікання з метою покращення характеристик на великих кутах атаки. Вихрове обтікання створювалось системою утворювачів повздовжніх вихорів (УПВ) розташованих на передній кромці.

Модель крила трапецевидна в плані, з симетричним профілем L=0.33м b_a=0.248246м S=0,078375м^2 . Для збільшення ефективного подовження моделі використовувалась кінцева шайба. Візуалізація проводилась за допомогою шовковинок.

Для організації вихрового обтікання використовувались асиметричні УПВ плугоподібної форми l=65мм, b=30мм з кроком 30мм. З УПВ сходили вихрі з напрямом обертання протилежним індуктивному вихорю.

Дослідження проводилось в учбовій аеродинамічній трубі УТАД-2НАУ замкненого типу з відкритою робочою частиною (довжина 900 мм), що має переріз у вигляді еліпса (діагоналі 750×420 мм) та обладнана трьохкомпонентними вагами АВМК. Система керування обертами двигуна вентилятора дозволяє змінювати швидкість потоку в діапазоні від 3,5 до 30 м/с. Ступінь турбулентності 2,4%. Використовувалась електронна система обчислення для визначення значень коефіцієнтів C_x C_y m_z.

В результаті дослідження були побудовані залежності аеродинамічних коефіцієнтів і якості C_x C_y m_z, К. Віднімання опору підвіски не проводились. При аналізі залежності коефіцієнта підйомної сили від кута атаки спостерігається збільшення критичного кута атаки та збільшення максимального коефіцієнта підйомної сили. Коефіцієнт опору зростає, еквідістантно повторюючи залежність чистого крила. Якість крила з УПВ є нижчою, ніж у чистого крила.

У доповіді проводиться постановка завдання дослідження впливу плугоподібних УПВ на передній кромці крила. З отриманих даних можна зробити висновок, про здатність організованого вихрового обтікання позитивно впливати на структуру обтікання стріловидного крила. Збільшення опору, та зменшення якості, можна усунути проводячи оптимізацію розмірів, форми та частоти розташування УПВ на крилі.

В презентації звіту наведені графіки коефіцієнта опору та коефіцієнта підйомної сили відносно кута атаки, на основі яких можна зробити висновки про ефективність роботи УПВ.

Науковий керівник – Є.П.Ударцев, д-р техн. наук, професор

УДК 53.089.68(043.2)

Саган І.Б., Жимбровський Ю.О.
Національний авіаційний університет, Київ

ГРАДУЮВАЛЬНИЙ СТЕНД ВНУТРІШНЬОМОДЕЛЬНИХ 6-ТИ КОМПОНЕНТНИХ ТЕНЗОМЕТРИЧНИХ ВАГ

Внутрішньомодельні шестикомпонентні тензометричні ваги стержневого типу створені для аеродинамічної труби ТАД-2 НАУ. Дані тензометричні ваги дадуть можливість проводити експериментальні дослідження не тільки статичних, але й динамічних навантажень, котрі діють на об'єкт дослідження. Даний підхід дасть змогу досліджувати аеродинамічні характеристики таких об'єктів, як несуча система типу авторотуючий гвинт, несучий гвинт вертольоту, а також об'єктів складної геометричної форми.

На сьогоднішній день отримано багатокомпонентну систему вимірювання аеродинамічних навантажень, яка дає змогу в процесі експерименту проводити незалежне вимірювання шести компонент від повного аеродинамічного навантаження.

Сконструйовано градуювальний стенд внутрішньомодельних шестикомпонентних тензометричних ваг. Даний градуювальний стенд призначений для оцінки метрологічних характеристик аеродинамічних ваг тензометричного типу. Побудова даного стенду вимагає максимальної точності виконання, а також він повинен відповідати наступним вимогам: при прикладанні складових сил в початку координат, розраховані моменти по калібрувальним формулам мають бути рівними нулю; стенд і калібрувальне обладнання повинно бути жорстким; калібрувальне обладнання повинно дозволяти в початковому положенні, перед калібруванням, одночасне прикладення всіх сил і моментів в одній точці, яка лежить на початку координат ваг.

В даній роботі було проаналізовано шестикомпонентну конструкцію тензометричних ваг, яка дає змогу вимірювати всі сили і моменти, що діють на об'єкт дослідження складної геометричної форми.

Проаналізовано попередньо отримані характеристики тензометричних ваг стержневого типу та оцінено можливість їх використання в аеродинамічній трубі ТАД-2 аеродинамічного дослідницького комплексу НАУ.

Розроблено та виготовлено градуювальний стенд для оцінки метрологічних характеристик тензометричних аеродинамічних ваг стержневого типу.

За допомогою розробленого градуювального стенду буде проводитись оцінка метрологічних характеристик тензометричних ваг даного конструктивного виконання, а також в майбутньому оцінювати характеристики ваг іншої конструкції.

Науковий керівник – О.В. Бондар, науковий співробітник

UDC 629.735.33.015.3(043.2)

Sattarov A.I.
National Aviation University, Kyiv

ANALYSIS OF SUCTION FORCE GENERATION ON THE WING

During the research of the oscillating wing attention was attracted with the force that is applied on the leading edge of the wing. This force tends to expand hysteresis loops on Cya=f(α) and move aerodynamic centre forward decreasing stability and increasing control of the wing.

In the case of unseparated flow of an ideal incompressible liquid around flat plate at an angle of attack, the flow velocity at the leading edge tends to be maximum and according to Bernoulli's equation there is an infinitely large negative pressure (vacuum) leading to the appearance of a force which is directed as the motion is and it is called suction force**.**

At the positive angle of attack of symmetric airfoil, stagnation point is situated on the lower surface of the airfoil. Air particles move from stagnation point rounding the leading edge . Speed increases and pressure drops. Rarefaction appears in the area of the leading edge. Suction force is a pressure force directed forward along the central chord which is acting on the wing flowing around with steady airflow.

This force has a positive effect on the aerodynamic characteristics. It compensates directed in the opposite direction drag forces. It exists in subsonic airflow. But there is no high rarefaction near sharp leading edge in case of supersonic flow. The biggest value of this force occurs on rectangular wing with high aspect ratio. Increase of sweep angle and taper of the wing cause suction force reduction. It increases at high angles of attack due to attached leading edge eddy.

Stall from the leading edge can reduce or eliminate suction force.

The aim of the experiment was to obtain effective suction force coefficient C_T at several angles of attack by integrating the leading edge rarefaction. Suction force is directed forward along the central chord. So the computation was executed using aircraft principal axes coordinate system.

In order to find C_T, geometrical integration method can be used. Airfoil and pressure projections were drafted.

In the measured range, relationship (α=5˚÷15˚) between suction force coefficient and an angle of attack is close to linear. Curve was approximated by line with the equation:

$$C_T = 0{,}0062\alpha$$

Coefficient of time dependence was plotted.

Further research must be done with oscillating wing in order to develop leading edge desing and make corrections in the mathematical model of aircraft control system.

Scientific supervisor – E.P.Udartsev, Ph.D., associate professor

УДК 629.735.018.1.006.26:001.8(043,2)

Стецівка М.Р., Шеремет Р.В.
Національний авіаційний університет, Київ

СТЕНД ДЛЯ ДОСЛІДЖЕННЯ ПАРАМЕТРІВ ПОТОКУ В РОБОЧІЙ ЧАСТИНІ АЕРОДИНАМІЧНОЇ ТРУБИ

Останнім часом багато уваги приділяється Нестаціонарним об'єктам і для цього потрібні нові засоби. Це пов'язано зі збільшенням швидкості польоту, зменшення лобового опру та впровадження нових методів, які б дозволили організувати і збільшити підйомну силу.

Сучасні ЛА утворюють підйомну силу за рахунок безвідривного обтікання несучої поверхні і за рахунок розрідження, яке виникає в результаті обтікання поверхонь профіля крила.

Але природа розпорядилася по другому. Всі птахи, комахи створюють підйомну силу за рахунок вихрових структур і тому майбутнє , мабуть, за вихровими структурами. Була поставлена задача створити стенд який дозволяв би оцінювати характеристики вихрової структури, тобто, швидкість потоку, просторовий кут потоку і модуль потоку. Потрібно створити технологію, щоб проводити моніторинг за моделлю, яка досліджується в аеродинамічній трубі.

На цій моделі будуть досліджуватися нестаціонарні або вихроутворюючі характеристики, які змінюють аеродинамічні характеристики ЛА. Задача, яка ставилась перед стендом – у вертикальній площині проводити моніторинг характеристик потоку, для цього був розроблений координатник, який має дві ступені вільності. Цей координатник повинен рухатись і виставляти датчик, який вимірює характеристики потоку в заданих координатах.

Координатник має прямокутну систему координат та дві ступені вільності, переміщення по вертикалі та переміщення по горизонталі. Переміщення по вертикалі становить 500 мм. А переміщення по горизонталі складає 1000 мм. Таким чином, щоб отримати точне позиціювання датчика у просторі потрібно прецезійно переводити в ту чи іншу точку.

Конструкція датчика призначена для того, щоб отримати положення кута у горизонтальній площині та вертикальній.

Процедура отримання результатів полягає в тому, що вимірюється тиск в центральній точці і вимірюється тиск в бокових точках. По різниці тисків в бокових точках будується градировочні характеристики. Був розроблений стенд для зняття градийовочних характеристик цього датчика.

Побудувавши цей стенд, ми зможемо детальніше дослідити вихрові структури. На основі цих досліджень впровадити нові елементи, що покращать аеродинамічні характеристики ЛА та розробити нові несучі системи, що будуть використовувати енергію віхрів.

Науковий керівник – С.О. Іщенко, д-р техн. наук, професор

СУЧАСНІ ПРОБЛЕМИ МАШИНОЗНАСТВА

УДК 515.2.681.3

Осійчук В.С.
Національний авіаційний університет, Київ

МОДЕЛЮВАННЯ РОБОЧОЇ ПОВЕРХНІ ШНЕКА ДЛЯ ПЕРВИННОГО ОЧИЩЕННЯ КОРЕНЕПЛОДІВ ЦУКРОВИХ БУРЯКІВ

Площі посівів цукрових буряків (ЦБ) на Україні за радянських часів сягали понад 1 млн. га. У минулому 2013 році за повідомленнями Міністерства аграрної політики і продовольства. цукристі зібрані на площі лишень 280 тис.га. Дякуючи західноєвропейським фірмам, що "допомогали" насінням, технікою та засобами захисту рослин від бурянів і хвороб, середня врожайність становила 403 ц/га (у 2012році – 398ц/га).

Від самого початку розробки машин для механізованого збирання ЦБ і до нині проблемою є зменшення забрудненності бурякоцукрової сировини, яка постачається на бурякоприймальні пункти цукрових заводів, залишками грунту, бур´янів і гички, адже така сировина втрачає кондиційність при тривалому (більше 60 діб) зберіганні у заводських кагатах, а найголовнішим є те, що вивезений з поля разом коренеплодами родючий грунт (до 55% від залікової ваги - у складних умовах збирання) безповотно втрачається.

Серед відомих робочих органів (РО) для викопування коренеплодів найпридатливішими до складних умов збирання (занадто тверді або перезволожені грунти, забур´янені посіви і т.п.) є дискові, які в порівнянні з лемішковими та вильчастими забезпечують найвищу технологічну надійність виконання процесу викопування і первинного очищення коренеплодів.

Нові копачі розроблені по типу саме дискових РО і складаютьсся із двох дисків, установлених під кутом один до одного, та шнека – транспортера, розміщеного вздовж повздовжньої осі симетрії РО і виконаного у формі прямого [1] чи косого [2] гелікоїда, крок навивки якого поступово зменшується.

Список використаних джерел

1. Патент №59726 Україна, МПК A01D25/04. Робочий орган для викопування коренеплодів */ В.П. Юрчук, М.П.Волоха, О.Т. Башта, Л.В.Болдирєва*; заявник і власник – Національний авіаційний університет.- № u201013625; заявл.16.11.2010, опубл. 25.05.2011, Бюл. № 10

2. Патент №78042 Україна, МПК A01D25/00. Копач длякоренеплодів/ *Ю.О.Дорошенко, М.П.Волоха, Л.В.Болдирєва*; заявник і власник- Національний авіац. університет.- № u201208785; заявл.17.07.2012, опубл. 11.03.2013, Бюл№ 5

Науковий керівник – М.П.Волоха, канд. техн. наук, доцент

УДК 620.178.16 (043.2)

Андреєва В.Е., Андреєва Ю.Е.
Національний авіаційний університет, Київ

ПОКРАЩЕНЯ ТРИБОЛОГІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЗА РАХУНОК ВИКОРИСТАННЯ ДИСКРЕТНИХ ПОВЕРХОНЬ

Незважаючи на значний прогрес науки про тертя та зношування, питання підвищення зносостійкості і зменшення втрат у трибо логічних системах залишаються багато в чому невирішеними. Це пояснюється складністю процесів і явищ, які відбуваються в тонких поверхневих шарах трибо сполучень, дослідження яких за багатолітню історію існування науки про тертя та зношування викликає значний інтерес у трибо логічному суспільстві.

Дискретні поверхні, як засіб покращення трибо логічних характеристик деталей і вузлів машин, виникли багато років назад, але широке розповсюдження отримали за останнє десятиліття як найбільш перспективний, життєздатний напрямок інжинірингу поверхні. Суть методів створення дискретних поверхонь полягає в заміні традиційного суцільного шару поверхні на переривисту мозаїчно-дискретну структуру. Дискретні поверхні дозволяють забезпечити необхідну надійність і довговічність трибо сполучень в екстремальних умовах експлуатації, де суцільні захисні покриття втрачають свою працездатність. Результатом впровадження такої технології є розширення діапазону роботи деталей в екстремальних умовах експлуатації (по допустимому навантаженню, зносостійкості, коефіцієнту тертя, фізико-механо-хімічним характеристикам пар тертя).

Дискретна структура покриття дозволяє, на відміну від традиційного суцільного покриття, успішно застосовувати поверхнево-пластичне деформування (ППД) для отримання необхідного розміру деталі і чистоти поверхні. Застосування ППД здійснюється одночасно з нанесенням диференційного дискретного покриття до пластичного деформування глибинних шарів без розтріскування і відшаровування окремих дискретних ділянок покриття. Суцільне покриття, при застосуванні ППД, розтріскується і відшаровується.

Сьогодні активно застосовують механічний метод формування дискретних поверхонь, суть якого полягає у динамічному впливу індентора на поверхню деталі і створення заглиблень (лунок) за рахунок ППД. Заглибини покращують змащувальні властивості поверхні, підвищують опір схоплюванню і корозії, скорочують період припрацювання. Вибір оптимального розташування заглибин дозволяє конструювати поверхню з заданими експлуатаційними властивостями, поліпшити трибо технічні характеристики, знизити напружений стан поверхні [1].

Список використаних джерел

1. В.Є. Марчук, Б.А. Ляшенко, М.В. Кіндрачук, О.І. Духота. Захист поверхонь тертя дискретними поверхнями/ Проблеми тертя та зношування: наук.-техн. зб. – К.:НАУ, 2013. – Вип. 2(61). – С. 80-87.

Науковий керівник – М.В. Кіндрачук, д-р техн. наук, професор

УДК 691.891

Костюк Є.П.
Національний авіаційний університет, Київ

ШЛЯХИ СТВОРЕННЯ НОВИХ ФРИКЦІЙНИХ МАТЕРІАЛІВ

Фрикційні матеріали застосовують у фрикційних динамічних пристроях, до яких належать гальма, накладки, спеціальні опори ковзання, муфти, варіатори. Фрикційні матеріали працюють у важких умовах зношування за високих питомих навантажень (до 8 МПа), швидкостей ковзання (до 50 м/с) і температур, що можуть миттєво підвищуватися до 1200 °С. У зв'язку з цим до фрикційних матеріалів ставлять такі основні вимоги: висока фрикційна теплостійкість, достатнє значення і стабільність коефіцієнта тертя, припрацьованість. висока корозієстійкість. вогнебезпечність. та і ін. Більшості цих вимог відповідають передусім фрикційні пари, у яких стабільні хімічний і фазовий склади, структура, й отже забезпечується сталість властивостей поверхневого шару в процесі експлуатації. Матеріал вибирають за граничною поверхневою температурою нагрівання, що залежить від режимів гальмування.

Висока зносостійкість фрикційних матеріалів визначає економічність експлуатації і їх надійність для працездатності машин та механізмів, у яких їх застосовують. Зусилля, спрямовані на підвищення зносостійкості матеріалів, передусім пов'язані із заходами запобігання надмірному підвищенню температури на поверхні тертя і схоплювання. Підвищення зносостійкості має три основні напрями: 1) удосконалення властивостей безпосередньо фрикційного матеріалу; 2) удосконалення конструкцій гальмівних або передавальних пристроїв; 3) регламентація умов експлуатації.

Для зниження інтенсивності зношення потрібно, серед інших, забезпечити додатній градієнт механічних властивостей за глибиною від поверхні тертя, поверхневий (робочий) шар має бути достатньо пластичним.

Для досягнення високого і стабільного коефіцієнта тертя проміжний робочий шар повинен мати особливу гетерогенну структуру і властивості, що забезпечували б велике значення коефіцієнта внутрішнього тертя при високих температурах та запобігали пошкодженням поверхні тертя основних матеріалів.

В зв'язку з цим, представляє науковий і прикладний інтерес створення фрикційних матеріалів і композиційних покриттів, які б дозволяли цілеспрямовано керувати тепловим станом вузла тертя. Особливістю композиційних матеріалів є наявність неперервної зв'язуючої фази (полімерної, металевої), в якій розподілені дискретні фази у вигляді твердих тіл– наповнювачів. Саме наповнювачі (дисперсні, волокнисті) надають основний вплив на механічні, електро – і теплофізичні та інші властивості.

Таким чином, для розробки перспективного фрикційного матеріалу необхідно детально вивчити взаємний вплив теплофізичних властивостей матричного матеріалу і матеріалу наповнювача на триботехнічні властивості композиційного матеріалу

Науковий керівник – О.В. Тісов, канд. техн. наук, доцент

УДК 691.891

Харченко В.В.
Національний авіаційний університет, Київ

НОВІ КОМПОЗИЦІЙНІ ЕВТЕКТИЧНІ СПЛАВИ ДЛЯ НАКЛАДОК ГАЛЬМІВНИХ ПРИСТРОЇВ

Важливу роль у формуванні триботехнічних властивостей покриттів відіграють фізико-механічні характеристики металевої основи та зміцнювальної фази. У зміцнювальної фази має бути висока зносостійкість, твердість, міцність як за низьких, так і підвищених температур, корозійна стійкість у хімічно активних середовищах, оптимальна зносостійкість.

Як основу композиційних евтектичних матеріалів перспективно використовувати аустенітну сталь 12Х18Н9Т, що зумовлено характеристиками, котрі відрізняють її від інших матеріалів. Важливою є також можливість заміни дорогих нікелевих сплавів ощоднолегованими сплавами на основі заліза. Як зміцнювальні фази найбільш доцільно використовувати жаростійкості, корозійної стійкості, зносостійкості.

Об'єктами дослідження були сплави на основі сталі 12Х18Н9Т, у складі яких бориди титану і хрому (ХТН), бориди титану і карбіду ванадію (ВТН). Хімічний і фазовий склад сплавів наведено у табл. 1

Таблиця 1

Хімічний і фазовий склад евтектичних сплавів

Маркування сплавів	Уміст компонентів за масою, %							Фазовий склад		Твердість, НВ	Температура плавлення, К
	Cr	Ni	Ti	V	B	C	Fe	Матриця	Зміцнювальні сполуки		
ВТН	15,4	7,7	3,2	8,1	1,4	1,9	62,3	12Х18Н9Т	TiB_2+VC	470	1460
ХТН	20,5	8,6	2,5	—	2,6	—	65,8		$(Ti, Cr)B_2$	370	1490

Формування структури у процесі кристалізації цих сплавів відбувається за тим самим механізмом, за яким кристалізуються квазібінарні евтектики з фазами проникнення. Перспективним буде нанесення таких матеріалів методом плазмового напилення. Одержані дані підтверджують високу зносостійкість плазмових покриттів. Підвищена дисперсність зміцнювальної фази проникнення та її рівномірний розподіл у сталевій нерівноважний стан евтектичних плазмових покриттів, очевидно, сприяє структурній самоорганізації під час тертя.

Такі покриття мають високу зносостійкість в умовах високих температур і тисків, і можуть бути рекомендовані у якості матеріалу для нанесення на робочі поверхні гальмівних накладок.

Науковий керівник – О.В. Тісов, канд. техн. наук, доцент

УДК 658.8

Вт. В. Горін,
Національний транспортний університет, Київ
Вл.В. Горін,
ТОВ «НВО «Квантенергоресурс»

КАПІЛЯРНІ ТРУБКИ ДЛЯ ДРОСЕЛЮВАННЯ РІДИНИ ХОЛОДАГЕНТУ

Капілярні трубки відносяться до розширювальних пристроїв та являють собою дросель постійного перетину, у якому різниця тиску конденсації і кипіння холодоагенту забезпечується за рахунок гідравлічного опору по всій довжині. Даний розширювальний пристрій не містить механічних рухомих вузлів та деталей і не вимагає ніяких засобів регулювання і налаштування на відміну від терморегулюючих вентилів, що забезпечує високу надійність у роботі протягом досить тривалого часу.

Ці переваги пояснюють широке застосування пристрою в холодильних системах малої потужності: кондиціонерах, побутових холодильниках і морозильниках, а також холодильних шафах та прилавках. Однак існують і недоліки, що пов’язані з зниженням ефективності роботи при зміні температури навколишнього середовища і теплових навантажень, а також зниження холодопродуктивності при мінімальних витоках холодоагенту.

До капілярних трубках існують досить жорсткі вимоги щодо їх розмірів, матеріалу та якості виготовлення, тому що у розрахунковому режимі вони повинні забезпечувати пропускну здатність протікання холодоагенту в кількості, яка дорівнює масовий продуктивності компресора холодильної системи.

Капілярні трубки для дроселювання рідини холодоагенту з патрубками підведення рідини холодоагенту і відведення паро-рідинної суміші відомі з робот [2,3]. Недоліками таких капілярних трубок є їх відносна металоємність, що пов'язана з малим гідравлічним опором для проходу рідини холодоагенту та паро-рідинної суміші, а також незначна зона регулювання витрат рідини холодоагенту, особливо при підвищенні температури навколишнього середовища, коли зростає різниця між тиском конденсації і тиском кипіння.

Виходячи з цього мета досліджень полягала у розширенні зони регулювання витрат рідини холодоагенту та зниження металоємності. Зазначена мета досягалась тим, що капілярна трубка для дроселюванні рідини холодоагенту з патрубками підведення рідкого холодоагенту і відводу паро-рідинної суміші на частині довжини була виконана з рівномірно розташованими пережимами.

Крім того, запропонована трубка дозволяє розширити зону регулювання витрат рідкого холодоагенту, так як за рахунок наявності пережимів вздовж її довжини різко збільшується гідравлічний опір трубки при збільшенні різниці між тиском конденсації і тиском кипіння холодоагенту. Економічна ефективність винаходу виражається в зниженні металоємності капілярної трубки і зниженні витрат електроенергії, що затрачається на виробництво холоду, за причини відсутності прориву парів холодоагенту з конденсатора у випарник холодної установки при значній температурі навколишнього середовища, коли значно зростає різниця між тиском конденсації і тиском кипіння холодоагенту.

УДК 621.78:006.1(043.2)

Герасименко Є.В.
Національний авіаційний університет, Київ

КОМПЛЕКСНА ОЦІНКА ЯКОСТІ ЖАРОСТІЙКИХ ПОКРИТТІВ

Підвищення надійності відповідальних деталей, що працюють при високих температурах, є актуальною задачею, яка останнім часом успішно вирішується шляхом застосування жаростійких покриттів, нанесених на робочу поверхню таких деталей методами газотермічного напилювання і вакуумного осадження.

До експлуатаційної надійності деталей з нанесеним покриттям висувають високі вимоги, що, у свою чергу, викликає необхідність отримання оперативної та достовірної інформації про якість цих покриттів.

Якість жаростійких покриттів доцільно оцінювати за рахунок створення і застосування нормативної бази розрахунків та випробувань, що базуються на сучасних методах кваліметрії й основних положеннях стандартів ISO серії 9000. Однак сучасна нормативна база встановлює порядок проведення випробувань лише одиничних властивостей покриттів і, як правило, не дає можливості комплексно вивчити покриття як систему, де взаємодіють внутрішнє і зовнішнє середовища, склад покриття та його структура, технологія нанесення тощо. Тому проведення досліджень у галузі вдосконалення методів комплексної оцінки якості жаростійких покриттів і розробка на цій основі принципів створення нормативної документації, що регламентує порядок їх проведення, є актуальною задачею як сучасних стандартизації й сертифікації, так і інженерії поверхні.

Розроблено алгоритм розв'язання задачі оцінки якості жаростійких покриттів, послідовність дій якого включає технологічне формулювання задачі; збір та аналіз апріорної інформації; математичне формулювання задачі, обґрунтування і вибір основних характеристик якості жаростійких покриттів.

Проведені аналітичні дослідження з використанням причинно-наслідкової діаграми Ісікави дозволили встановити, що основними дефектами, які характеризують якість нанесеного покриття, є розтріскування, відшарування і наявність пор.

Для оцінки ступеня впливу зазначених дефектів на експлуатаційну надійність покриттів, отриманих методами газотермічного напилювання, отримано рівняння регресії, що дозволяє описати взаємозв'язок властивостей, що характеризують величину зазначених дефектів. Аналіз отриманого рівняння регресії дозволив запропонувати для оцінки якості таких покриттів як основні характеристики використовувати міцність зчеплення покриття з основою і мікротвердість.

Розроблено розрахункову методику, за допомогою якої можна проводити порівняльний аналіз якості покриттів і оцінювати дефектність нанесеного покриття з урахуванням взаємозв'язку контрольованих характеристик.

Запропоновано структуру нормативного забезпечення комплексної оцінки якості жаростійких покриттів, до складу якої входить нормативне забезпечення на конструкційні матеріали, що використовуються для нанесення покриттів; методи випробувань жаростійких покриттів; обладнання та засоби вимірювань для проведення випробувань; розрахункові методики оцінки якості нанесеного покриття.

Науковий керівник – О.В. Радько, канд. техн. наук, доцент

УДК 625.089

Шевченко К.М.
Національний авіаційний університет, Київ

ПРОЦЕСИ ГАРМОНІЗАЦІЇ НОРМАТИВНИХ ДОКУМЕНТІВ

Останнім часом значна увага дослідників прикута до права Європейського Союзу. Європейський Союз – найбільш розвинена на сучасному етапі форма об'єднання країн, які передали частину своїх суверенних прав наднаціональним інститутам. Гармонізація законодавства України та ЄС означає процес зближення національної правової системи та її підсистем з правовою системою Європейського Союзу та вимогами міжнародно-правових норм і стандартів.

Важливим джерелом дослідження процесів гармонізації права виступають також міжнародні договори, конвенції, регламенти, конституції та конституційні акти країн світу.

Гармонізація національного законодавства з європейським та міжнародним правом передбачає узгоджену діяльність всіх суб'єктів, що здійснюється в межах їх компетенції, послідовно та поетапно.

Нині щодня на ринку з'являються нові види продукції, процес розробки та постановки яких на виробництво потребує значних витрат коштів і часу. Так, процедура розроблення, погодження та прийняття стандарту може тривати кілька років.

Оскільки впровадження нової нормативно-правової бази ще триває, існує потреба у певному перехідному періоді, коли будуть застосовуватись обов'язкові вимоги стандартів щодо безпечності продукції до набуття чинності відповідних технічних регламентів.

Одна з проблем, що потребує негайного вирішення – розроблення (гармонізація) нових стандартів, необхідних для попередження аварій, надзвичайних ситуацій техногенного характеру на об'єктах довготривалої експлуатації та підвищеної небезпеки, а також запобігання потенційної небезпеки для життя та діяльності людей.

Ще однією серйозною проблемою об'єктивного характеру, на яку наражаються Україна та всі інші країни – не члени Євросоюзу в процесі гармонізації національного законодавства з правом європейських інтеграційних організацій, є необхідність ураховувати подальший розвиток права ЄС у галузі інтелектуальної власності. Щоб забезпечити такий само рівень захисту інтелектуальної власності, як і в межах Союзу, наша держава має брати до уваги і нові міжнародні конвенції, і акти ЄС, які регулюють відносини у цій сфері в межах внутрішнього ринку.

Таким чином, гармонізація є процесом цілеспрямованого зближення правових систем шляхом усунення суперечностей між ними та формування мінімальних правових стандартів через утвердження спільних правових принципів, що передбачає приведення законодавства держав-членів та країн не членів у відповідність з вимогами міжнародного права на підставі міжнародних договорів.

Науковий керівник – Мєдвєдєва Н.А., канд. техн. наук, доцент

УДК 621.891

Дьяченко Д.О.
Національний авіаційний університет, Київ.

ПРО ЗАДАЧІ ТРИБОЛОГІЇ І ТРИБОТЕХНІКИ У МАШИНОЗНАВСТВІ

У сучасній науці «Машинознавство» важливе місце відводиться вивченню тертя, мащення, зношування деталей і спряжень машин. Окремими розділами указаної науки являються трибологія і триботехніка, які зараз по суті представляють самостійну науку. Незважаючи на те, що трибологія, як самостійна наука почала свій розвиток з 70-х років минулого сторіччя, до тепер не існує чітких розмежувань між такими поняттями, як трибологія і триботехніка.

Сформулювавши сутність наукової гіпотези стосовно досліджень, слід розмежувати два аспекти трибологічного процесу при зношуваннях рухомих елементів машини.

При дослідженні трибологічних процесів у рухомих спряженнях машин переважно зосереджують увагу на механічно-молекулярних процесах, що справедливо для умов тертя, мащення і зношування контактуючих поверхонь за відсутності зазорів у спряженнях. Інтегральні критерії у цьому випадку – інтенсивність зношування поверхонь, коефіцієнт тертя. Указаними питаннями має займатись наука трибологія, поширюючи межі досліджень аж до гранично допустимих зносів трибоспоряджень.

Дослідження зміни показників роботи машини у залежності від величин зносу її елементів (зазорів у спряженнях), тим самим – оцінка ефективності роботи, надійності і довговічності трибоспряжень і машини, є прерогативою науки триботехніки. Інтегральні показники – технологічні, або економічні критерії допустимого погіршення показників роботи машини. За критерії приймаються значення параметрів, при яких елементи трибоспряжень здатні виконувати функціональне призначення.

Важливість другого аспекту трибологічного процесу полягає в тому , що саме показники роботи визначають технологічну можливість і економічну доцільність експлуатації машини. Адже, вивчення проблем тертя, зношування, мащення елементів машини без урахування кінцевих наслідків – показників роботи машини не має сенсу.

Останнім часом більше схиляються до того, що триботехніка – це прикладний розділ трибології, - науки про тертя, мащення та зношування контактуючих поверхонь при їх взаємних рухах, який охоплює кінцеву стадію процесу створення трибоспоряджень і триботехнічних систем з урахуванням досягнень трибології. Останні в триботехніці мають реалізуватись у конкретних конструкціях, методах їх розрахунку, розробках технологій, умов мащення, експлуатації, діагностування і ремонту вузлів тертя, трибоспряжень і триботехнічних систем.

Оскільки трибологічні процеси у рухомих спряженнях машини (тертя, мащення, зношування) супутні експлуатації машини до гранично допустимого зносу, то їх вивчення має поширюватись також до указаного стану машини.

Науковий керівник – М.В. Кіндрачук, д-р техн. наук, професор

МІЦНІСТЬ ТА РЕСУРС АВІАЦІЙНОЇ ТЕХНІКИ

УДК 620.168(043.2)

Бондар Н.В.
Національний авіаційний університет, Київ

ГРАНИЧНИЙ СТАН КОМПОЗИЦІЙНИХ ОБОЛОНОК ПРИ НАВАНТАЖЕННІ ВНУТРІШНІМ ТИСКОМ

Сучасна авіація постійно зіштовхується з проблемами росту конкуренції і підвищенням паливних затрат. Очевидним рішенням даних проблем є зниження ваги конструкції, що робиться за рахунок використання композиційних матеріалів. В системі кондиціонування повітря застосовують композиційні трубопроводи для підведення повітря у кабіну від агрегатів. Тому предметом дослідження став пружно-деформований стан композиційних оболонок, метою - визначення характеру навантаження композиційних оболонок, а об'єктом – модель циліндричного композиційного трубопроводу. З метою визначення характеру навантаження циліндричної оболонки (елемента трубопроводу), проведено розрахунок згідно параметрів СКВ у програмі ANSYS. Також розраховано зміну експлуатаційних напружень по товщині стінки. Пилковидний характер епюр пояснюється неоднорідністю композиту, провал епюри характеризує місця переходу одного шару армуючого матеріалу в інший (в цьому місці міцність композиту визначається міцністю матриці). Максимальні напруження спостерігаються в радіальному напрямі і викликані дією внутрішнього тиску. Для підтвердження розрахунків було проведено експеримент. Для цього було виготовлено трубопроводи за двома технологіями: ручного формування і методом вакуумної інфузії. Метод ручного формування полягає у пошаровому викладанні шарів склотканини і їх формуванню нанесенням компаунда. Технологія вакуумної інфузії – це укладання сухих попередньо розкроєних матеріалів в оснастку і просочення їх вже всередині вакуумного мішка. З елемента трубопроводів було вирізано повздовжні зразки, що регламентується ГОСТ Р 53201-2008. Випробування проводились на розтяг згідно ГОСТ 25.601-80. Спостерігається значне відшарування зразків, вирізаних із трубопроводу, котрий виготовлений методом вакуумної інфузії. Це пояснюється концентрацією напруження у міжшаровій ділянці композиту і низькій міжшаровій адгезії. Згідно експерименту максимальна границя міцності матеріалу складає 501 МПа і не спостерігається відшарувань. Тобто трубопровід виготовлений з запропонованого композиту методом вакуумної інфузії можна експлуатувати в розрахункових умовах.

У результаті дослідження визначено пружно-деформований стан циліндричних оболонок із композиту, проведено експерименти по визначенню границь міцності елементів циліндричних оболонок та отримано залежності зміни експлуатаційних напружень по товщині стінки оболонки. Встановлено, що виключне значення при виготовленні деталей із композитів, окрім типу матриці і армуючого матеріалу, має технологія формування, адже від неї залежатимуть фізичні, хімічні і механічні властивості виробу.

Науковий керівник – В.В. Астанін, д-р техн. наук, професор

УДК 629.735.048-331 (043.2)

Дідух В.С.
Національний авіаційний університет, Київ

ВИЗНАЧЕННЯ ЗАПАСІВ ПРАЦЕЗДАТНОСТІ СТРИЖНЕВИХ ЕЛЕМЕНТІВ РУХОМОЇ ЧАСТИНИ ЕЛЕКТРОМАГНІТНИХ КЛАПАНІВ

Розвиток сучасної авіаційної і космічної техніки потребує значного скорочення термінів розробки та впровадження її нових виробів, до яких висуваються підвищені вимоги по надійності та довговічності. Традиційні шляхи вирішення питань надійності та безвідмовності електромагнітних клапанів (ЕМК), які ґрунтуються на результатах містких та тривалих ресурсних випробувань, вже не відповідають темпам розвитку техніки.

Одним з шляхів вирішення поставленої задачі являється вибір необхідних запасів працездатності клапана на початкових етапах його проектування на основі прогнозування зміни технічного стану клапана під дією експлуатаційних навантажень в процесі наробітку ресурсу.

Досвід застосування ЕМК з двопозиційним штовхаюче-втягуючим поляризованим електромагнітним приводом (ДШВ приводом) показує, що критичним елементом клапанів цього типу, що лімітує ресурс виробу, є стрижневі елементи рухомої частини електромагнітного приводу: відмова клапана після певної кількості спрацьовувань у більшості випадків наступає внаслідок руйнування шийки штока під дією ударного циклічного навантаження розтягування.

Для випадків навантаження елементів рухомої частини електромагнітного приводу клапана доцільно використовувати енергетичні критерії оцінки працездатного стану стрижневих елементів ЕМК. Встановлено, що наробіток штоків приводу ДШВ до відмови внаслідок втомного руйнування залежить від питомої кінетичної енергії переміщення його рухомої системи. використання цієї гіпотези дає можливість прогнозування показників безвідмовності ЕМК з приводом типу ДШВ на етапі ескізного проектування.

Розглядаючи процес накопичення ушкоджень в стрижневих елементах ЕМК від утомленості з фізичної точки зору, можна констатувати, що швидкість негативних змін в елементах клапана пов’язана з величиною кінетичної енергії переміщення контактуючих деталей і вузлів. Зі збільшення кількості спрацьовувань ЕМК кількість таких переходів частини кінетичної енергії рухомої частини ЕМП клапана у потенційну енергії деформації його штока з утворенням мікродеформацій зростає.

Були отримані залежності граничної кількості циклів спрацьовування клапану до руйнування його штока від рівня питомої кінетичної енергії рухомої системи ЕМК різних конструкційних матеріалів:08Х18Н10Т , ВТ1-0, АК4-1.

Науковий керівник – Г.Й. Зайончковський, д-р техн. наук, професор

УДК 665.75.035.5-97: 543.613.2 (043.2)

Лапенко Р.І.
Національний авіаційний університет, Київ

УМОВИ ОБВОДНЕННЯ ПАЛИВА ТА КІНЕТИКА ВОЛОГИ В ПАЛИВНИХ БАКАХ

Літальні апарати зберігаються та експлуатуються в дуже широкому діапазоні різноманітних умов. Протягом одного рейсу перепад температур може складати 50…80° С, атмосферний тиск, який діє на літак змінюється в 3…5 разів. Основна вимога, яка висувається до паливних систем сучасних літаків − надійне живлення двигуна паливом при будь-яких умовах експлуатації. Палива, які застосовуються в авіації, містять забруднення, які утворюються в результаті їх виготовлення, транспортування, зберігання, а також ті, які потрапляють в паливо в процесі експлуатації. Основним рідким забруднювачем є вода.

Палива для ГТД є гігроскопічними, тобто здатні розчиняти деяку кількість води. Гігроскопічність палив − зворотна. Зворотність гігроскопічності полягає в тому, що при певних зовнішніх умовах паливо може поглинати вологу, або волога може переходити із палива в навколишнє середовище. Вода в паливі може перебувати в кількох станах: розчинена вода, емульсійна вода, відстійна вода, конденсат води, кристали льоду, іній в ємності та лід в паливі. В роботі розглянуто кінетику вологи в паливних баках за різних експлуатаційний умов.

У паливну систему літаків вода потрапляє переважно разом із заправлюваним паливом, яке обов'язково утримує певну кількість води, незважаючи на попередню наземну фільтрацію палива на шляху від резервуарів до баків літака.

Розчинність води в паливі залежить від його групового складу, від температури, а також від тиску та вологості повітря в надпаливному просторі.

Численними експериментальними дослідженнями встановлено, що максимальна розчинність води в товарних паливах для ГТД в експлуатаційному інтервалі температур перебуває в межах від 15-20 до 150-200 масових часток (10^{-4}% масових часток). У польоті на паливі, насиченому розчинною водою, внаслідок падіння тиску та охолодження палива значно зменшується рівноважна розчинність й утворюється надлишкова вода, яка частково випаровується в надпаливний простір і відкладається у вигляді конденсату та інею на охолодженій конструкції.

Стабілізація температури палива в баках літака на заданому рівні є перспективним методом запобігання низькотемпературних порушень працездатності паливної системи на паливах з підвищеною температурою кристалізації. Цей метод передбачає підведення в паливні баки деякої кількості тепла, тим меншої, чим нижчий перепад між найнижчою допустимою температурою палива в баках і температурою набігаючого потоку. Тому доцільно рівень стабілізації температури брати таким, при якому перевищення цієї температури було б мінімально допустимим.

Науковий керівник – Т.І. Сивашенко, канд. техн. наук, доцент

УДК 621.67:004.942 (043.2)

Корольков Д.В.
Национальный авиационный университет, Киев

ИССЛЕДОВАНИЕ И АЛГОРИТМ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ НАСОСНОЙ СТАНЦИИ В ПАКЕТЕ ПРОГРАММ MATLAB SIMULINK

Решение проблемы полной автоматизации объекта при работе с минимальным необходимым энергопотреблением повышая при этом качество - вот основная задача, которая стоит перед предприятием и производителями оборудования.

Для создания напора используют насосы. В настоящее время наибольшее распространение получили центробежные насосы. Для привода насосов используются асинхронные двигатели с короткозамкнутым ротором. Насос в совокупности с электроприводом и передаточным механизмом образует насосный агрегат. Для создания требуемого напора и обеспечения подачи применяют несколько насосных установок, работающих на общую сеть. В зависимости от требуемой суммарной характеристики насосные установки соединяются между собой: параллельно, последовательно либо смешанным образом. В современных насосных станциях применяют два основных способа регулирования производительности: каскадное и частотное. Каскадное регулирование состоит во включении и выключении параллельно установленных насосов. Частотное регулирование позволяет регулировать производительность насосной станции за счёт изменения частоты вращения насосов с помощью преобразователей частоты. Комбинирование каскадного и частотного регулирования производительности группы насосных установок, на сегодняшний день наиболее эффективным средством с точки зрения технико-экономических показателей. При данном способе регулирования отмечается снижение энергопотребление на 10-45%, сокращение расходов на эксплуатацию и ремонт оборудования, а самое главное - оптимизация технологического процесса и высокая точность поддержания напора.

Для достижения обозначенной цели в данной работе решены задачи: анализ существующих алгоритмов; составление математической модели насосной станции; исследование на основе модели алгоритма управления группой насосов с каскадно-частотным регулирование скорости.

В работе проанализированы основные существующие алгоритмы управления насосной станции. На основании проведённой сравнительной характеристики, получено: наиболее оптимальное по технико-экономическим показателям является каскадно-частотное регулирование при помощи станции управления, которое и было выбрано, как объект для дальнейшего исследования.

Данные исследования носят рекомендательный характер и могут варьироваться в зависимости от параметров насосной станции.

Научный руководитель – В.С. Бутько, канд. техн. наук, доцент

УДК 620.179.1

Линник О.П., Олексюк В.М.
Національний авіаційний університет, Київ

МЕТОДИКА ДОСЛІДЖЕННЯ ВПЛИВУ ПОВЕРХНЕВО-АКТИВНИХ РЕЧОВИН НА ПРОЦЕС РОЗПОВСЮДЖЕННЯ ВТОМНИХ ТРІЩИН

В доповіді розглядається вирішення науково-прикладної задачі, яка знаходиться на стиці трьох проблем: а) проблеми прогнозування кінетики втомних тріщин в авіаційних конструкціях; б) проблеми корозії і захисту від корозії за допомогою плівко утворюючих нафтових інгібіруючих сполук; в) проблеми впливу поверхнево-активних речовин на процес руйнування при циклічному навантажуванні.

Відомо, що внаслідок дії циклічного навантажування і масових обмежень при проектуванні конструкцій літаків, в багатьох елементах конструкцій спостерігаються втомні тріщини. Знання закономірностей їх розповсюдження є заполукою безпечної експлуатації повітряних суден. Особливо це важливо в зв'язку з реалізацією принципу допустимого пошкодження.

Іншим фактором, що впливає на ресурс авіаційних конструкцій є корозія, для запобігання та уповільнення якої використовуються різноманітні методи, в тому числі покриття плівкоутворюючими покриттями. Такі покриття виготовляються з нафтопродуктів і відносяться до поверхнево-активних речовин.

Поверхнево-активні речовини можуть впливати як на інкубаційний період втоми, так і на процес руйнування.

Таким чином захисні властивості антикорозійних покриттів можуть співіснувати з негативними побічними ефектами, наприклад викликати прискорення розповсюдження тріщин.

У зв'язку з цим необхідним є розробка комплексу методик, які можуть бути застосовані при обгрунтуванні вибору антикорозійних матеріалів.

Одна з таких методик розроблюється в теперішній час в Національному авіаційному університеті. Методика передбачає втомні випробування з моніторингм втомних тріщин в зразках листового сплаву Д16АТ, який використовується для виготовлення обшивки фюзеляжу сучасних літаків.

Випробування проводяться при режимах навантажування, близьких до експлуатаційних. В якості антикорозійного матеріалу на першому етапі досліджень обрано відому сполуку DINITROL AV-25.

В процесі розповсюдження втомної тріщини антикорозійна сполука наноситься на поверхню зразка в області тріщини, а по зміні швидкості розповсюдження тріщини можна судити про вплив поверхнево-активної речовини на процес руйнування.

Науковий керівник – М.В. Карускевич, д-р техн. наук, професор

УДК 629.735.015.4 (043.2)

Надточий П.О.
Національний авіаційний університет, Київ

РОЗРАХУНОК НА МІЦНІСТЬ ЕЛЕМЕНТІВ МЕХАНІЧНОЇ ПРОВОДКИ КЕРУВАННЯ ЛІТАКА

Для всіх експлуатаційних режимів польоту і при можливих відмовах повинна бути забезпечена статична і динамічна міцність елементів проводки, що гарантує з необхідною ймовірністю експлуатацію системи керування літака без руйнувань у межах встановлених ресурсів і термінів служби.

При вирішенні питань, пов'язаних із забезпеченням міцності елементів системи керування, використовуються поняття: експлуатаційні, розрахункові і руйнівні навантаження.

Зовнішні та інерційні навантаження, що діють на систему керування, її елементи і вузли на різних режимах експлуатації літака називаються експлуатаційними навантаженнями. Максимальні експлуатаційні навантаження в різних каналах керування літаком нормуються.

Більшість елементів і вузлів механічної проводки системи керування розраховуються на статичну міцність по розрахункових навантаженнях P^p. Для переходу від максимальних експлуатаційних навантажень до розрахункового задається коефіцієнт безпеки $f = (P^p / P^e_{max})$, де P^e_{max} – максимальне значення експлуатаційного навантаження, що може діяти на елемент проводки в нормальних умовах експлуатації. Руйнуючим навантаженням $P_{руйн}$ називається статичне навантаження, при якому відбувається руйнування агрегату, вузла або деталі. Статична міцність елемента системи керування достатня, якщо виконується умова: $\eta = (P_{руйн} / P^p) \geq 1$, де η – коефіцієнт запасу міцності.

Отриманий у результаті розрахунків коефіцієнт запасу міцності $\eta \geq 1$ свідчить про відповідність статичної міцності елемента проводки керування вимогам норм міцності і, у певній мері, про ступінь мінімізації маси проводки керування.

Динамічна міцність елементів проводки керування містить у собі їх втомну міцність, вібраційну міцність і міцність при впливі ударних навантажень.

Втомна міцність – це властивість конструкції витримувати без руйнувань і пошкоджень деталей дію багаторазово повторюваних в експлуатації навантажень.

До елементів проводки керування, для яких істотною є проблема забезпечення вібраційної міцності, відносяться тяги керування, трансмісійні вали і тросова проводка.

У випадку можливої дії в системі керування ударних навантажень повинні бути проведені розрахунки елементів проводки на міцність від динамічних навантажень.

Остаточна оцінка міцнісних властивостей агрегатів і елементів системи керування виконується на підставі відповідних міцнісних і ресурсних випробувань, максимально враховуючи реальні умови навантаження системи керування в експлуатації.

Науковий керівник – Г. Й. Зайончковський, д-р техн. наук, професор

УДК 629.735.051’627 (043.2)

Шарипова О.Р.
Национальный авиационный университет, Киев

УСОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ УСТРОЙСТВА ДЛЯ УПРАВЛЕНИЯ ПОВОРОТОМ ПЕРЕДНЕЙ ОПОРЫ ШАССИ САМОЛЕТА

Одними из главных вопросов системы управления являются габариты конструкции, а также предотвращение колебаний типа «шимми».

Уменьшение веса конструкции системы влечет за собой уменьшение общего веса самолета, что вызывает уменьшение расхода топлива, повышает экономическую эффективность, улучшает аэродинамические характеристики и т.п. Колебания типа «шимми» являют собой самопроизвольные колебания переднего колеса самолёта при рулении, возникающие из-за люфтов крепления, деформации передней стойки шасси и боковых колебаний самолёта.

Предложенная далее конструкция позволяет уменьшить размеры системы управления передней опорой шасси, а также уменьшить автоколебания типа «шимми».

Указанная цель достигается тем, что в механизме управления поворотом колес шасси летательного аппарата, включающем гидравлический цилиндр двойного действия, внутри которого противоположно расположены два полых поршня, образующие гидравлические полости, связанные с гидравлической системой летательного аппарата, и шток, законцовки которого установлены с возможностью перемещения внутри поршней до упоров. Упоры выполненны на их внутренней поверхности. При этом центральная часть штока выполнена в виде зубчатой рейки, взаимодействующей с зубчатым сектором, закрепленным на валу колес. Гидроцилиндр выполнен с уплотняемыми торцевыми отверстиями. Полые поршни - ступенчатыми, причем ступени меньшего диаметра установлены в торцевых отверстиях гидроцилиндра и образуют между своей внешней поверхностью и внутренней поверхностью гидроцилиндра кольцевые камеры упомянутой гидравлической полости. Законцовки штока снабжены уплотнениями и образуют внутри полых поршней камеры, связанные с кольцевыми камерами гидроцилиндра через каналы в которых установлены дополнительные дроссели.

Данная конструкция позволяет уменьшить длину гидравлического цилиндра для сокращения объема при нейтральном положении колес, соответствующем уборке и выпуску шасси. При этом сохраняется максимальный угол поворота колес при рулении от действия гидравлической системы летательного апарата.

Установка дополнительного демпфирующего устройства в виде специального дросселя позволяет гасить энергию колебаний. При перетекании жидкости через дроссель энергия колебаний переходит в тепло. Это позволяет снизить отрицательное влияние колебаний типа «шимми» на работу системы управления.

Научный руководитель – В.С. Бутько, канд. техн. наук, доцент

УДК 620.168(043.2)

Макаров І.А.
Національний авіаційний університет, Київ

ОСОБЛИВОСТІ ВИКОРИСТАННЯ КОМПОЗИЦІЙНИХ МАТЕРІАЛІВ У КОНСТРУКЦІЯХ СУЧАСНИХ ЦИВІЛЬНИХ ЛІТАКІВ

Сучасна авіаційна та аерокосмічна техніка – є надзвичайно складною частиною промислової галузі будь-якої країни. Процес виготовлення та випробування такої техніки потребує найбільших внесків наукового та фінансового рівнів. Крім того, ця галузь потребує постійних розробок в частині новітніх технологій для підтримки країни на гідних позиціях в світовому суспільстві в галузі авіаційної та аерокосмічної промисловості.

До використання новітніх технологій можна віднести використання композиційних матеріалів у конструкції літаків. Вперше використання композиційних матеріалів на літаках можна віднести до 60-х років минулого століття, які переважно використовувалися в частині сотових заповнювачів для зниження маси та збільшення міцності конструкції літаків. Подальшим етапом у розвитку було використання композиційних матеріалів для обшивки літака та внутрішнього його оздоблення. У наш час найпоширенішого використання набули різні види композиційних матеріалів, такі як вуглепластик, слопластик та інші матеріали, що містять у своїй структурі вуглець.

Прикладом найбільш широкого використання композиційних матеріалів у конструкції літака може слугувати американський літак «Боїнг-787 Дрімлайнер». Практично усі конструктивні елементи та обшивка були виготовлені з композиційних матеріалів. Для порівняння з аналогічним літаком (А330-200), загальна маса такого літака була знижена майже на 45 тон, що призвело до зниження експлуатаційних витрат та збільшення економічної ефективності літака на 20%. Слід зазначити, що при використанні композитних матеріалів існують деякі обмеження, які стосуються їх використання на зовнішніх поверхнях, адже, при інтенсивному зволожуванні композиційних матеріалів може статися розшарування, що призведе до руйнування елементу конструкції літака.

Іним прикладом може слугувати європрейський літак А-350, у конструкції якого, подібно до «Боїнга -787», також широко використовуються композиційні матеріали. Порівнюючи ці два літаки можна зауважити, що за використанням новітніх композиційних матеріалів вони знаходяться практично на одному рівні, проте в жодному з цих літаків композиційні матеріали не поширені у конструкції силових елементів (шпангоутів, лонжеронів, нервюр, стрингерів), кромках крила та оперення.

Автором пропонується дещо розширити сферу використання композиційних матеріалів та зосередити увагу саме на вирішенні цієї проблеми (на використанні композиційних матеріалів у конструкції силових елементів), основні методи вирішення якої висвітлені у роботі.

Науковий керівник – О.А. Шевченко, канд. техн. наук, доцент

ТЕХНОЛОГІЇ І ТЕХНОЛОГІЧНЕ ОБЛАДНАННЯ АЕРОПОРТІВ

УДК 656.7.073 (043.2)

Hlushchenko Ye.O.
National Aviation University, Kyiv

REVIEW OF MODERN METHODS OF AIR PASSENGERS BAGGAGE LOADING IN THE AIRCRAFT WITHOUT CONTAINERS

There is a significant amount of technologies being implemented at airports in providing air transportation services .

If to talk more detail about the handling of passenger baggage on the aircraft parking space, it should be noted that there are two technological schemes of this process.

The first technology involves the use of special vehicles in the area of aircraft maintenance such as АПК (car with a body lift). This technology is that АПК is loaded in the collecting luggage area in the passenger terminal, then it moves along the apron coming to the cargo compartment of the aircraft (without containers). After fixing the car in the desired position, thrust pads are put, body ıs raised using scissor mechanism. This technology of loading the baggage does not require other special transport aids.

The second technology has the following scheme. In a collecting luggage zone the autotraın is loaded with baggage trolleys and compact tractor , then it's transported along the apron to the maintenance area of AC, where the automobile belt-conveyor waits in a fixed (working) position near the cargo compartment of the aircraft . Luggage is transported with the help of a rubber belt of convey our directly to cargo compartment of the aircraft.

There is a wide range of mechanical means to implement both technological schemes, including: modern airport belt-conveyers AT- 6,5 , compact tractors TM-2 , luggage trolleys, car with lifting body type of APK- CM and others.

Vehicle AT- 6,5 is most common type in Ukraine, designed for loading and unloading baggage, cargo and mail for aircraft, cargo handling at terminals.

Vehicle AT- 6,5 consists of a chassis of its own design, equipped with a liquid-cooled diesel engine D-245 with power 108 horsepower, hydraulic system , designed to release outriggers , lifting- lowering cargo transporter and reverse drive belt.

Compact tractor TM-2 is made on the basis of a forklift ВП-05 and is designed for towing baggage and container trucks as part of transport- technological complex for air handling baggage and cargo , towing small aircraft (not exceeding 30000 kg) , and for use at railway stations, industrial plants and warehouses.

A vehicle with a lifting platform АПК-КМis a universal means of transpiration and loading – unloading. It is a structure consisting of lifting gear such as «scissors» with a mechanized platform mounted on the chassis.

To compare overviewed technologies by the parameters of effectiveness is rather problematic, because it is necessary to take into account many factors that affect the efficiency of loading and unloading the luggage. It is obvious that both technologies deserve attention and need to be improved taking into account productivity and quality of baggage handling and environmental safety.

Scientific supervisor –Bılyakovıch O. M., professor

УДК 656.073.42.5:656.71(043.2)

Mazur O.S.
National aviation university, Kiev

RADIO FREQUENCY IDENTIFICATION AS THE IMPROVEMENT OF BAGGAGE HANDLING AT THE AIRPORTS

Radio Frequency Identification (RFID) is a technology incorporated into a silicon chip that emits a radio signal which matches a user-defined serial number with an item. In this case the item is a piece of check-in baggage. This number can be read at a distance by an antenna. The following characteristics enable baggage to be sorted automatically and loaded faster than with barcode systems, while reducing the number of mishandled baggage and its associated costs at the same time.

The main differences between the RFID and the barcode-scanner technology are listed below:

- the tag is read by an antenna, it doesn't need optical sight;
- greater amount of baggage can be read simultaneously;
- it is able to talk-write to a single tag allowing updating the status of the baggage as it is processed;
- barcode baggage tag read rates average 85% while RFID baggage read rates range between 95-99%.

Various tests are conducted at major airports with RFID baggage tags. At Las Vegas McCarran International Airport, Hong Kong International Airport it is already operational. Paris, Amsterdam, Milan and San Francisco airport the trials are still going. Trials were completed in Vancouver, Philadelphia, New York, Honolulu, Nairobi, Frankfurt, London, Amsterdam, Rome, Kuala Lumpur, Beijing, Narita in Japan and some Korean airports.

In 2008, on the Amsterdam Passenger Terminal Expo and Conference international companies showed their latest developments, which provide the technologies necessary for printing and reading 2D Boarding Cards in any format. Different 2D boarding pass printers and technologies were on display, that could be built into Self Check-in kiosks or mobile printers. One of the latest possibilities was the boarding pass sent to mobile phones or PDAs via SMS or MMS. The greatest advantage of this technology was that the passenger can be informed of the changes related to his trip, but this requires the user to have a modern mobile phone or PDA capable of receiving MMS, which is always on, and can communicate on all frequencies. These solutions are targeted for frequent flyers and business passengers, but they cannot be used for all passengers, because it cannot be expected that everyone has a mobile phone or PDA with such technology. Another problem with this innovation is that a mobile phone or PDA can run out of battery without possibility to recharge it. The automated boarding gate can read 2D barcode Boarding Passes from mobile phones, PDAs and paper. That means to have the biometric data of the passenger scanned while he is standing at the gate, to instantly compare this data to an existing biometric template of the same passenger and to check if both match.

Scientific supervisor – Dovgal A.G., associate professor

УДК 662.765(043.2)

Chepel N.O., Danileiko O.V.
National aviation university, Kiev

GROUND SUPPORT EQUIPMENT AND AEROSPACE GROUND EQUIPMENT EMISSION METHODOLOGY

Today there is a wide variety of equipment that services the airport. This equipment may be assigned to various departments of the facility including administration, emergency response, police department, operations, engineering and construction, automotive, mechanical maintenance, and landscaping/gardening.

Ground Support Equipment (GSP) and Aerospace Ground Equipment (AGE) are commonly fueled by gasoline or diesel. There are both exhaust and evaporative-related emissions from GSE and AGE. For aircraft GSE and AGE, exhaust emissions from each GSE/AGE type is calculated using site-specific GSE/AGE type and usage information combined with non-site-specific inputs. Emissions from each GSE/AGE type are totaled to obtain the total emissions inventory.

This methodology can be used to calculate the pollutant emissions from an individual type of equipment for one LTO of a given aircraft type or for the entire inventory period independent of aircraft type based on the period the equipment usage represents. If the equipment usage is based on the hours required to service one LTO of an aircraft type, the activity for each aircraft type is applied to the GSE or AGE emissions per LTO calculated to obtain the total inventory emissions for conventional and alternative fuel GSE or AGE.

Two calculation procedures are discussed below: a conventional/alternative fuel equipment procedure and an electric equipment procedure.

Conventional and Alternative Fuel GSE/AGE

For conventional and alternative fuel GSE and AGE, the factors that determine the quantity of pollutant emitted are the brake horsepower, load factor, usage, and emission index. The following equation can be used to calculate the pollutant emissions from an individual type of equipment for one LTO of a given aircraft type or for the entire inventory period independent of aircraft type based on the period the equipment usage represents.

$Eit = (BHPt \times LFt \times Ut \times Eiit) \times CF$

Electric GSE/AGE

Use of electric GSE or AGE produces no emissions at the airport or air base but generating the electricity needed to operate them does. When electricity is used at an airport or air base to recharge an electric vehicle, local or regional power plants are generating additional electricity to meet this demand.

Since emissions associated with electric GSE or AGE occur at the power plant rather than at the point where the equipment is used, the methodology identified above for conventional and alternative fuel GSE and AGE is modified somewhat.

$Eit = BHPt \times LFt \times Ut (Eiit \times CFBHP \times CFR)$

Equation calculates the pollutant emissions attributable to an individual type of electric equipment.

Scientific supervisor –Storozhenko M.S., associate professor

УДК 629.735.083.002.5:621.868.238.6 (043.2)

Липовенко Е.П.
Национальный авиационный университет, Киев

СОВРЕМЕННЫЕ БЕЗВОДИЛЬНЫЕ ТЕХНОЛОГИИ БУКСИРОВКИ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ

Эффективность и экономичность буксировки воздушных судов на перроне является одним из важных вопросов, который стоит перед авиакомпаниями, аэропортами, хендлинговыми компаниями при наземном обслуживании воздушных судов (ВС).

Анализ литературных источников показывает, что в базовых аэропортах Европы производится ежедневно 165 буксировок самолетов у терминалов, 21 буксировка для их технического обслуживания и 19 перестановок самолетов на перроне.

Существует два вида буксировки ВС: буксировка с помощью водильного тягача и перемещение ВС безводильными системами.

Современные безводильные буксировочные системы делятся на тягачи с принятием передней стойки шасси ВС на буксировочную платформу, тягачи с захватом передней стойки шасси и системы с фрикционным взаимодействием приводных роликов буксировщика и пневматиками шасси ВС.

Безводильные системы буксировки ВС имеют ряд преимуществ перед аэродромныи тягачами, которые используют штатные буксировочные устройства (водила). К таким преимуществам относятся:

отсутствие необходимости в применении водил или буксировочных штанг, а также адаптеров для подсоединения к различным ВС;

уменьшение количества обслуживающего персонала при осуществлении операции буксировки ВС;

обеспечение безопасности персонала, так как отсутствует риск получения травмы при присоединения водила к ВС;

повышение эффективности буксировочного процесса за счет уменьшается затрат времени, необходимого для смены водил, применяемых к различным типам ВС;

уменьшение потерь времени при самой буксировке, так как безводильный тягач может буксировать ВС быстрее (разрешенная скорость для безводильного тягача составляет 32 км/час, а для тягача с водилом – 25 км/час).

Безводильному тягачу не нужен балласт для буксировки, он принимает на себя часть веса самолета, что способствует увеличению сцепления колес тягача с перроном, следовательно, увеличивает его тяговые свойства.

Основным критерием при выборе безводильного тягача является вес ВС.

Научный руководитель – В.И. Личик, преподаватель

УДК 656.073.42:629.73 (043.2)

Гальчевська В.Е.
Національний авіаційний університет, Київ

ВИКОРИСТАННЯ АВТОКОНВЕЄРІВ У ТЕХНОЛОГІЯХ ЗАВАНТАЖЕННЯ БАГАЖУ АВІАПАСАЖИРІВ

Обробка багажу пасажирів та аваційних вантажів в аеропортах потребує наявності особливих засобів їх доставки та завантаження у повітряне судно (ПС). Багаж пасажирів, що перевозиться повітряним транспортом, в основному, розміщуються в багажних і вантажних відсіках ПС, які виконують регулярні рейси.

До спецмашин, які використовуються у технологіях навантажувально-розвантажувальних робіт у аеропортах, належать автоконвеєри и та самохідні навантажувачі контейнерів. До засобів механізації, які суміщають вантажно – розвантажувальні операції та транспортування контейнерів відносяться самохідні контейнерні візки, автоконвеери, автомобілі з підйомним кузовом, контейнеровози тощо.

Автоконвеєр (ДСТУ 3432-96) це спецмашина, яка призначена для завантаження у ПС та вивантаження з нього пакетованих вантажів та багажу.

Як правило, автоконвеєри працюють у комплексі з електрокарами, багажними візками, іншими транспортними засобами, які забезпечують доставку багажу та вантажів до ПС.

Сучасний автоконвеєр представляє собою самохідне шасі, яке обладнується стрілою зі стрічковим конвеєром та вантажною платформою. Конвеєр може складатись з однієї, двох та трьох секцій, які складаються у транспортному положенні.

Підйом та опускання стріли конвеєра здійснюється гідравлічними циліндрами. Стріла конвеєра обладнується відкидними бортами, що забезпечують роботу з негабаритними вантажами.

Діапазон обслуговуємих висот для сучасних автоконвеєрів складає від 0,33 м – для заднього кінця стріли, до 5,3 м – для переднього. Власне, цей параметр відрізняє різні моделі автоконвеєрів одну від іншої.

Вантажопідйомність вантажної платформи (при її наявності) складає від 1500 до 2000 кг. Робоча швидкість транспортерної стрічки знаходиться у діапазоні 0,2 – 0,5 м/с.

Застосування автоконвеєрів дозволяє суттєво механізувати технологічний процес завантаження у ПС багажу пасажирів, пошти та малогабаритних вантажів, забезпечуючи при цьому безпеку проведення навантажувально-розвантажувальних робіт.

Науковий керівник – В.І. Личик, викладач

УДК 656.7.072.6-056.2(043.2)

Гладка О.П.
Національний авіаційний університет, Київ

СУЧАСНІ ТЕХНОЛОГІЇ ТА ЗАСОБИ ОБСЛУГОВУВАННЯ ПАСАЖИРІВ З ОБМЕЖЕНОЮ РУХЛИВІСТЮ В АЕРОПОРТАХ

Амбулаторний ліфт для перевезення авіапасажирів з обмеженням у русі призначений для створення комфортних та безпечних умов при перевезенні по аеродрому, посадці і висадці пасажирів на всі типи середньо- і далекомагістральних ральних літаків.

Вітчизняні аеропорти активно розвивають інфраструктуру та розширюють спектр послуг для пасажирів. Однак для людей з обмеженими можливостями здоров'я авіаподорож перетворюється на справжній стрес. У Західній Європі близько 50% людей з особливими потребами не беруть активної участі в суспільному житті, а в Україні цей відсоток, на жаль, сягає 90%.

Більшість аеропортів тільки починає реалізовувати програму по створенню безбар'єрного середовища і прагнуть створити сприятливі умови для обслуговування пасажирів з обмеженими фізичними можливостями.

Завдяки проведенню Євро-2012 аеропорти Харкова, Львова, Донецька та Києва були оснащені сучасними амбуліфтами.

Конструктивно амбуліфт складається з підйомного механізму типу «ножиці» та кузова-фургона. Підйомний пасажирський салон розрахований на перевезення шести осіб в інвалідному візку, або двох хворих на ношах, і оснащений необхідним обладнанням для пасажирів з обмеженими можливостями та їх супроводжуючих. Базове шасі має чотири висувні гідравлічні опори для забезпечення стійкості під час роботи підйомного механізму.

Усі сучасні типи амбуліфтів оснащені системою безпеки: камерами та сенсорними приладами, аварійною системою вимкнення двигуна.

Виробники наземного обладнання для аеропортів такі як: «LAS-1» (Латвія), «MALLAGHAN» (Ірландія), «DOLL» (Германія), «AIRFLOT TECHNICS» (Росія), «Універсал-аеро» (Росія), «SideBull» (Австрія) є основними постачальниками в аеропорти амбуліфтів, якість якого відповідає світовим вимогам (ISO 9001).

Науковий керівник – В.І. Личик, викладач

УДК 629.735.082.6 (043.2)

Kalinovska M.O.
National Aviation University, Kiev

REVIEW OF AIRCRAFT FUELING TECHNOLOGIES

Since the beginning of engine-propelled flight, a need for fuel supply and means of delivery has existed. From the late 1950s refuelers were used for decades. They are still used extensively today. More recently, large airport have installed underground fueling systems, that is known as direct fueling system.

Both refuelers and direct fueling options have their advantages and disadvantages, depending on particular mission, aircraft type and destination. While direct fueling may be an ideal low-cost option for certain flight routs, refuelers usually involves less repositioning in cases of destination stops. Best practice is to know all options to find the most efficient method of fueling for all destination and technological stops.

First of all it should be mentioned that refueling vehicles that are proposed by handling companies can service both the smallest private airplane and the largest commercial passenger aircraft. But it must be considered that refuelers fill up at fuel farms. Depending on the size of the aircraft, and fuel volume required, the refueler may have to return to the farm to refill. This has been known to take 1-2 hours. Sure, some refuelers may be used, but the risk of emergency situation will increase. Speaking about hydrant dispenser modular vehicles that are used in direct fueling system, they are convenient decision for large passenger aircraft. Their size is not too big, the fire risk is reduced, and their operation is based on necessary pressure for quick filling of aircraft tanks. These vehicles provide a response solution for low wing aircraft such as Boeing 737/757 and Airbus A319/A320 typically used by the low cost carriers, because hydrant fuel is usually cheaper than refueler-delivered fuel and is better suited for larger aircrafts.

Anti-icing additives are usually not an option with direct fuelling. Operators are advices to supply and add their own additieves. When fueling with a refueler, anti-icing liquid can usually be mixed with the jet fuel if advance notice is given.

Nowadays, tendency exists of designing refuelers with one-manned operation with the operating controls and instrumentation compact and ergonomically positioned for ease of use. Nevertheless direct fuelling is the safest way of fuel transferring. Use of direct system reduces to a minimum pressure losses, thereby maximizing flow rate performance and efficiency. Nowadays refuelers seem to be unprofitable way of aircraft filling. However direct fuelling system is often not available at smaller airports with limited commercial traffic.

No matter what, choosing of fueling way should be done taking into consideration all for and against factors. To my opinion both these types should stay at the airport, but their operation must be optimized in order to economical, ecological, time and convenience benefits.

Scientific supervisor – Dovgal A.G., associate professor

УДК 629.735.017.1.004.6 (043.2)

Pareyko M.V.
National Aviation University, Kyiv

DEVELOPMENT OF SELF-FLUXING ALLOYS-BASED COATINGS FOR RENOVATION OF AIRCRAFT GROUND SUPPORT EQUIPMENT PARTS

Machine parts, such as pump parts (sealing, impellers, bodies,etc.), hydraulic pistons, petrochemical valves, shafts and journal bearings are often protected against wear and corrosion by thermal spray coatings. Self-fluxing alloys are widely used in thermal spray technology in order to deposit wear and corrosion resistant coatings.

Iron-based self fluxing alloy combines a number of special properties brought by its constituents: iron and nickel bring excellent wettability which promotes good cohesion, chromium improves the tribomechanical properties, boron reduces the melting point, silicon increases self-fluxing properties. The coatings hardness and wear-resistance increases as the content of chromium, borium, silicon and carbon. Besides, vanadium, molybdenum, copper and other chemical elements can be added to the self-fluxing alloys in order to enhance their properties. The adhesion, cohesion and wear-resistance of surfaces made from alloys with the same composition under dry friction and abrasive actions increases, as a rule, with higher density (reduced porosity) of the coating.

However, wear resistance of self-fluxing alloy coatings can be substansially improved by addition of hard boride or carbide particles, such as TiC, TiB_2, CrB_2, Cr_3C, WC. Titanium diboride is promising candidate for development of protective wear-resistant coating due to high hardness (4.52 g/cm^3), low density (34 Gpa) and high melting point (2900 ^{o}C).

The aim of this study is to investigate the influence of TiB_2 particles additions on the structure of FeNiCrSiBC-based coating.

In the present study three grades of FeNiCrSiBC-TiB_2 composite powder with 10 wt.%, 20 wt.% and 40 wt.% of TiB_2 particles content were prepared for differential thermal analysis. Commercially available powder of FeNiCrSiBC self-fluxing alloy (Fe-base, Ni-37 mas%, Cr-14 mas%, Si-2,5 mas%, B-2,2 mas%, C-1,4 mas%) was mixed with TiB_2 particles (98%) in desired proportions. The powder mixtures were pressed and then heated in vacuum at 1400 ^{o}C for 30 minutes.

Differential thermal analysis detects the formation of new phases at temperatures 946°C, 1069°C and 1167°C. In order to investigate the interaction between the melted alloy and TiB_2 particles, the microstructure and chemical composition of the sintered samples were analyzed by scanning electron microscope (SEM) equipped with an energy dispersive X-ray detector (EDX). It was determined, that additives of titanium diboride promotes to the formation of fine structure of composite material of FeNiCrSiBC-TiB_2 system.

The composite powders of FeNiCrSiBC-TiB_2 system can be used for thermal-spraying of protective coatings on the parts of aircraft ground support equipment.

Scientific supervisor –Storozhenko M.S., associate professor

УДК 662.756.3:629.73(043.2)

Черненко А.В.
Національний авіаційний університет, Київ

ЕНЕРГОЕФЕКТИВНІСТЬ ВПРОВАДЖЕННЯ БІОПАЛИВА В АВІАЦІЇ

З самої своєї появи авіація б'єм прив'язана до нафтової промисловості. В останні роки в цій області відбулося помітне зрушення – бажаючи здешевити експлуатацію авіаційної техніки, спочатку військові, а потім і цивільні авіатори почали шукати способи знизити різні витрати. Раніше це робилося виключно за рахунок вдосконалення аеродинаміки повітряного судна і авіаційних двигунів. На даний час планується використовувати біопаливо, яке дасть змогу зменшити витрати палива.

Крім розрахункової дешевизни в порівнянні з викопними вуглеводнями, біопаливо також вписується в поточні тенденції, що стосуються охорони навколишнього середовища. За визначенням біопаливо виготовляється з природних відновлюваних матеріалів, тому його застосування покращує екологічну ситуацію на планеті.

За останні роки літаки і вертольоти різних класів і типів здійснили понад півтори тисячі польотів з використанням пального біологічного походження. Під час польотів виділяється позитивна тенденція і непогані перспективи розвитку впровадження біопалива в авіацію. В якості прикладу можна навести минулорічний досвід компанії «Lufthansa». Протягом півроку доопрацьований лайнер А-321 здійснював регулярні польоти на пасажирських маршрутах. Один із двигунів літака працював на стандартному авіаційному керосині, інший – на суміші керосину і біопалива в пропорції один до одного. Як в результаті з'ясувалося, витрата біопалива б'єм на один відсоток менше витрат керосину. Але не зважаючи на позитивні результати дослідження, виникає ряд певних проблем. Таких як: неспроможність біопаливної галузі забезпечити такі колосальні обсяги продукції, а також велика вартість виготовлення біопалива. Що стосується біодизельних палив, то на великій висоті вони схильні до загустіння або навіть кристалізації, що вимагає застосування спеціального комплексу присадок, виготовлених з нафтової сировини. Присадки, природно, можуть трохи зіпсувати екологічні параметри готової суміші, б'єм значно піднімуть показники економічності, завдяки більш ефективному згорянню.

Тому в найближчі 10-15 років керосин збереже за собою провідні позиції в області сортів авіаційного палива. Тому спершу слід знайти оптимальні сорти біопалива, почати їх виробництво і лише потім рахувати вигоди у віддаленій перспективі.

Науковий керівник – О.Ю. Сидоренко, канд. техн. наук, доцент

УДК 629.73 (043.2)

Юрченко Т.В.
Національний авіаційний університет, Київ

АНАЛІЗ ЗАСТОСУВАННЯ АВІАЦІЙНО НАЗЕМНОЇ ТЕХНІКИ ДЛЯ ЗАВАНТАЖЕННЯ ХАРЧУВАННЯ НА БОРТ ПОВІТРЯНИХ СУДЕН

Одним з основних засобів механізації, що застосовується на даний час в аеропортах для внутрішньоаеродромного транспортування вантажів і навантажувально-розвантажувальних робіт біля літака, є автомобілі з підйомним кузовом. Головна вимога, що пред'являється до них – висока маневреність і наявність механізмів управління, що забезпечують безпечне переміщення машини поблизу повітряного судна.

За технологією виконання вантажно-розвантажувальних робіт біля літака автомобілі з підйомним кузовом діляться на дві групи: з завантаженням машини через задній борт вантажної платформи; з з вантажними роботами через передню відкидну площадку. Автомобілі з підйомним кузовом підрозділяються на автомобілі з відкритим кузовом (АПК) і з закритим кузовом або автоліфти (АЛ)

Автомобілі з закритим підйомним кузовом – автоліфти – призначені для вантажно-розвантажувальних робіт при перевезенні предметів знімного побутового обладнання повітряних суден і контейнерів з продуктами харчування.

Автоліфти складаються з шасі вантажного автомобіля, кузова закритого типу, підйомного механізму типу « ножиць», гідравлічної системи, системи управління.

Основні технічні характеристика автоліфтів:

- габаритні розміри в транспортному положенні (довжина, ширина, висота);
- вантажопідємність;
- діапазон висот, які обслуговуються (при роботі передньої та задньої площадок);
- базове шасі;

В залежності від типу повітряних суден існує багато модифікацій автоліфтів, а саме:

- автоліфти на допрацьованому шасі ГАЗ-51 (АЛ-1, АЛ-2);
- автоліфти на допрацьованому шасі вантажного автомобіля КАЗ-608 «Колхіда»(АЛ-3А);
- модифікація АЛ-3 на шасі вантажного автомобіля ЗіЛ-130Г (АЛ-3А, АЛ-8);
- автоліфти на шасі машини ISUZU (Японія) (Techking TK – SP60**)**
- автоліфти на шасі машини Hyundai (Пд.Корея)

При виборі того чи іншого автоліфта для обслуговування конкретного типу повітряного судна необхідно приймати до уваги висоту завантаження та об’єм вантажу.

Науковий керівник – М.С. Стороженко, канд. техн. наук, доцент

УДК 629.7.08(043.2)

Yarmolenko T.V, Simoroz T.V
National aviation university, Kiev

SAFETY AND RISKS OF AIRCRAFT GROUND HANDLING PROCESSES

In the area of commercial aviation worldwide, airlines suffer high costs from damage that results from ground-related occurrences. Apart from the economic consequences, increased safety risks are also of concern to the organisations involved.

Safe operation during ground handling is desired by all organizations involved. However, from a regulatory point of view, safe operation is a shared responsibility of only two of the actors: the operators and the airport. Operators are partially responsible for safe operation during ground handling, because of JAR-OPS. The airport is also partially responsible for safe operations during ground handling, as it has to comply with regulations set out in ICAO Annex 14.

The ground handling process is reviewed and mapped to identify the existing risks of aircraft damage. To support the data analysis, an overview is established of various actors, their interfaces and their interdependency in terms of time. The purpose of the data analysis is to identify ground handling phases and interfaces in which an increased risk of aircraft damage exists and to investigate causal factors. Data is collected and analysed from past incidents and accidents and the overall dataset (worldwide) is compared with the dataset of Schiphol Airport.

The analysis shows a rate of one ground handling incident with resulting aircraft damage per 5000 flights. Most incidents occur when the aircraft is parked. Investigation into the major incident causes in the overall dataset reveals that 61% of the incidents are caused when an interface is established between the aircraft and ground handling equipment. The remaining 39% is inflicted by other causes on the airport. Of the incidents when the aircraft is parked, 90% is caused by actors and 10% by the aircraft itself. Damage is most frequently inflicted by actors that attach vehicles or equipment to the aircraft passenger or cargo doors. High incident rates for catering trucks, baggage trucks/carts and cargo loaders may be explained by the fact that these actors usually service the aircraft with more vehicles at a time. During pushback and towing, ground service equipment causes most frequently damage to the aircraft. This is probably caused by the several interfaces (aircraft – towbar – pushback truck) and organizations (operator – GHO – maintenance) involved.

In 27% of the aircraft damage incidents the origin is not specified. This is either caused by the fact that the original report contains insufficient information, or that the cause of the damage has not been found. Another 7% of the incidents consists of internal damage found on, or inflicted to the aircraft. For a number of incidents included in this percentage, the damage cause is not specified or found. This kind of ‘unreported’ damage (over one-third of the incidents) poses the highest risk to flight safety, as the damage has either not been noticed, or otherwise not been reported.

Scientific supervisor - Storozhenko M. S., associate professor

УДК 504.064:665.7:620.92(043.2)

Vronska O.S.
National Aviation University, Kyiv

DECREASING ENVIRONMENTAL HARM CAUSED BY PETROLEUM PRODUCTS EMISSIONS AND ENSURING SUSTAINABILITY THROUGH INTRODUCTION OF ALTERNATIVE FUELS

Our industrialised society greatly depends on abundant, low-cost energy, which could be produced without political intervention and suppression. Fossil resources are limited and nowadays no longer constitute cheap and reliable raw materials. The petrochemical age has resulted in massive pollution of air, water and soil as well as in emissions of anthropogenic greenhouse gases thought to be responsible for the recent climate change. Therefore, additional and alternative sources for fuels are not only to be developed further but are also needed for immediate commercial exploitation.

In order to figure out the most advantageous biofuels for substitution of conventional gasoline and diesel fuels the major petroleum products emissions from internal combustion engines and non-combustion sources of petroleum industry were determined. The main pollutants of concern are nitric oxides, carbon oxides, hydrocarbons, organic toxics, particulate matter, sulphur oxides and volatile organic compounds. The control technologies used nowadays, such as changes in engine design, combustion conditions, catalytic aftertreatment, cooling the compressed-charge air with aftercoolers and recirculating exhaust gas, do not provide sufficient decrease of noxious emissions.

It has been determined that biobutanol has all the features needed to become a breakthrough in sphere of alternative fuel for spark-ignition engines. Butanol is the best direct option due to its own intrinsic physical and chemical properties and energy content as compared to ethanol. Butanol consumption is close to that of pure gasoline, whereas ethanol-gasoline blends are consumed much faster to obtain the same power input. Butanol is a much superior fuel to ethanol in terms of toxicity, harmful emissions, energy density and storage. It can be blended with gasoline at higher concentrations than ethanol for use in standard vehicle engines. Also, butanol usage does not require any modification in car engines or substitutions, producing similar mileage performance to gasoline.

Microalgae-based biodiesel is proposed as a perspective sustainable and renewable alternative fuel for diesel engines. Biodiesel made from algae is a renewable fuel that is free from sulphur and aromatic compounds and offers a net CO_2 advantage over conventional fuels. A general trend of replacement of mineral diesel by microalgae biodiesel is favourable for microalgae biodiesel, except for the NO_x emission, which is slightly increased. Microalgae fuel has numerous advantages in comparison to conventional fuel, including environment-friendliness, biodegradability, by-products and properties close to diesel.

Scientific supervisor – Sydorenko O. Yu., associate professor

DESIGN, PRODUCTION, MAINTANANCE AND DIAGNOSTICS OF AVIATION TECHNIQUE AND GASTURBINE UNITS

UDC 629.735.048-531.8(043.2)

Andreieva V.E.
National Aviation University, Kyiv

RESEARCH OF THE CABIN PRESSURE AT CRUISE ALTITUDE

Cabin altitude is the distance above sea level at which the atmosphere exerts the same pressure as that experienced in the cabin. The maximum cabin altitude under normal flight operation is set at 8000 ft. This is equivalent to a cabin pressure of 75 kPa (10.85 psi) as compared to the 101 kPa (14.65 psi) experienced at ground level. Once the cabin altitude climbs above 10000 ft an alarm will sound in the cockpit, should cabin altitude continue to climb above 14000 ft the planes' oxygen masks will deploy as breathing will become difficult.

The cabin altitude is one of the most important aspects of the environmental control system of a plane regarding the pressurization of the cabin.

As expected the pressure inside the cabin of the airplane at sea level is equal to the normal air pressure experienced at sea level. It is not necessary for the cabin of an airplane to be pressurized until it travels higher than about 10000 feet. Below this altitude it is possible for humans to withstand the changes in the air, but once the plane starts to gain more attitude it is necessary for the plane to be pressurized. As the altitude of the airplane increases so does the cabin altitude, but at a much slower rate due to the operation of the pressurization system. The rate of increase is almost linear, although once the airplane reaches an altitude of approximately 32000 feet the cabin altitude begins to increase at a greater rate.

For the standard cruising height of about 40000 feet the altitude inside the aircraft is around 8000 feet providing the pressurization system is operating properly. If there was a problem with the system then the pressure would not behave according to the above schedule and may even be quite unpredictable depending on the nature of the problem. For the comfort of passengers cabin pressure must not be allowed change at too rapid a rate. Rapid changes in pressure cause pockets of gas in the body to expand and contract. As a result passengers can experience pain in ears, teeth and head. To prevent this, the rate of climb of cabin pressure must be restricted to 5 m/s (1000 ft/min) and the rate of descent restricted to 2.3 m/s (450 ft/min).

One very important point to note in relation to the pressurization of the cabin is the need to keep the pressure difference at a minimum. While the health and safety of passengers is one reason why the airplane cabin must be pressurized, it is also necessary to maintain the structure of the plane. If the pressure inside the cabin of the plane was very low compared to pressure outside of the airplane then a large pressure difference would be present. If this scenario were to occur then the airplane structure would collapse so there are pressure devices in place to prevent this taking place.

Superviser - O.I.Bogdanovych, associate proffesor

UDC 656.7:061.5:629.735.072.1:527.6(4)(043.2)

Andreieva Y.E.
National Aviation University, Kyiv

EUROPE'S REGIONAL MARKET

Europe's regionals are opening new and longer routes, and developing their fleets with larger jets and turboprops. Closer examination reveals they are consolidating and being given more routes by the major affiliates. The result is that large orders for regional jets will be placed in the near term.

European regional carriers have more freedom to operate unlimited numbers of large regional jets than their US counterparts, making Europe the prime target for 70-100 regional jet sales. The most successful regional aircraft category in Europe in the next 10-20 years depends on the development of Europe's regional carriers.

Europe has a higher inherent cost base and worse congestion than the US, and so has needs for larger aircraft to generate sufficiently low seat-mile costs. Europe has followed the US in substituting turboprops with jets in many cases. There has also been extensive route network development, with an increase in frequencies and aircraft size, and the addition of new routes.

Secondary hubs have developed more extensively in recent years. Airports such as Birmingham, UK have been used by secondary airlines to open new routes, that are longer than traditional regional routes, with larger and faster regional jets and turboprops. Continued growth and further development of new routes and hubs is expected to see an increased demand for larger regional jets. It is also easier for European airlines to transfer routes to regional carriers than in the US.

With the economic parameters, an analysis of the development of Europe's regional carriers are developing, and their likely fleet requirements will provide an indication of the aircraft sizes expected to be in demand. These are determined by the corporate development of each carrier, as well as current fleet, age and future capacity requirements in the short term.

However, airlines still have limited market access when flying to countries outside the EU, and passengers therefore have less choice. International aviation has traditionally been governed by bilateral agreements between individual countries which have typically restricted the number of airlines and routes concerned as well as the number of flights and the possible destinations.

To overcome these limitations, since 2005, the EU has been extending its aviation policy beyond its borders. This policy is based on three pillars. First, the bilateral agreements that are not in line with EU law, most importantly, the freedom of establishment which derives from the EU Treaties need to be amended to ensure legal certainty and to put all EU airlines on an equal footing for flights to countries outside the EU. Second, the EU is working to develop a Common Aviation Area with neighboring countries to the South, South-East and East of the EU. Third, the EU is negotiating comprehensive agreements to integrate the EU aviation market with those of its key international partners.

A study of short-term fleet developments of Europe's regional airlines has been made. This indicates how fleets might develop.

Supervisor - A.I.Bogdanovych, associate professor

UDC 658.91:629.7.03(043.2)

Bondarchuk L.F.
National Aviation University, Kiev

ENGINE LEASING

In our time engine leasing is growing, and original equipment manufacturers have expanded into the aftermarket to take advantage of expected continued growth. Lessors with the most modern engines, ability to grow and offer a diverse range of services are in the best position.

World's fleet of western jetliner engines is more than 38000 units. It is supported by more than 5000 spare engines. More than 1300 of these are provided by 14 engine lessors. This number represents at least 20% of spare engine fleet, and the portion of leased engines is expected to grow to as much as 50%.

Airlines of CIS (Community of Independent States) and Baltic countries in 2011-2013 spent $ 160 million for short-term leasing of replacement engines to meet the scheduled and unscheduled repairs of engines.

In the earliest years of development of the engine leasing market the original players were companies who provided spare engines on short term leases in order to top up the gap between the spare engines owned by the airlines and their peak demand for engines, usually caused by unscheduled engine failures. But after that engine leasing market developed and grew.

Today engine leasing can meet spare engine requirements through operating leases ranging from 12 months to 10 years or more. Long-term leasing is generally used to maximize operational flexibility, allowing airlines to focus capital on core operations. Some lessors specialize in trading and short-term leases more, than in specialist leasing. This is traditional role of small engine lessors.

Main reasons for increasing amount of leased engines:

- Growing worldwide commercial fleet.
- Increased use of leased aircraft.
- Increased capital costs for modern engines.
- Lessor's obtaining more attractive financing than airlines.
- Better and more flexible capital management for airlines.
- Operators' desire for more flexibility and more efficient use of working capital.

There five main engine lessors in the world, such as GE Engine Leasing, Pratt and Whitney Engine Leasing, Rolls-Royce Leasing LTD, Shannon Engine Support, International Aero Engines.

Original leasing manufacturers have increased their presence in the aftermarket in the last years, both in the engine maintenance repair and overhaul business and in engine leasing. The original equipment manufacturers have also concentrated their efforts on the latest generation of engines. There are also independent lessors which compete with original leasing manufacturers, by providing engines on short- and long-term leases.

Engine leasing can provide high returns, but requires significant investment and has other barriers to entry. The largest barrier to entry in the leasing market of modern technology engines is the high capital cost of the engines. For example, the average engine value in Rolls-Royce Leasing LTD is almost $ 6 million.

That's why engine leasing market is developed because it is economically profitable and meets the modern requirements.

Supervisor – A.I.Bogdanovych, associate professor

UDC 629.735.072.8`37(043.2)

Diachenko D.O.
National Aviation University, Kiev

LOW-SPEED REJECTED TAKE-OFF UPON ENGINE FAILURE

Training plays a vital role in emphasizing the importance of applying correct SOPs and techniques. Airbus encourages operators to include low-speed rejected take-offs in their recurrent training program if not already implemented. This should include unexpected rejected take-offs well below V1 to ensure both pilots are seated in a position where full rudder with full manual symmetric braking can be achieved. Additionally, yearly line checks (or the equivalent of) should include an observation of the correct seating position for all relevant phases of flight by the line-check captain.

Rejected take-offs are often considered in the context of V1, the decision speed, otherwise called the critical engine failure speed. However, there are situations, at speeds much lower than V1, when rejected take-offs can be quite challenging. These are sudden engine failures at speeds when the rudder has not yet become effective for maintaining directional control.

We consider an in-service event when an engine failure at about 60 kt resulted in a lateral runway excursion.

The daylight incident involved an A300-600 taking off from a uniformly wet runway, with patches of ice. As the aircraft was being aligned, the go-levers were triggered and the auto-throttle was engaged in take-off mode. Both engines spooled up symmetrically.

Within 12 seconds, engine one stalled. The thrust asymmetry caused the aircraft to deviate to the left of the runway. Ground speed was less than 60 kt.

This in-service incident illustrates the challenges associated with containing the sudden asymmetry resulting from engine failure during the first seconds of a take-off acceleration. However, it is possible to maintain directional control by reacting immediately and in a coordinated manner:

- Thrust levers are closed.
- All reversers are selected (even if designated as a master minimum equipment list [MMEL] item).
- Apply up to full opposite rudder pedals until directional control is regained.
- Braking may be symmetrical or differential as needed to complement steering.
- Steering hand-wheels may be used when taxi speed is reached.

Being in a position to effectively respond implies that both pilots have adjusted their seat such as to be in a position to simultaneously apply full rudder and full brakes on the same side if required. Effective response also relies on crew training. Therefore Airbus supports operators including rejected take-off scenarios in recurrent training. The engine failure should be unexpected and introduced at a speed well below V1. Such scenarios would address simultaneously the seat adjustment and the coordinated response to the sudden asymmetry.

Supervisor – E.A. Sapelyuk, associate professor

UDC: 629.735.33-519(043.2)

Dzhavadova A., **Shuhayeva T.**
National Aviation University, Kyiv

EXPERIMENTAL AIRCARFT EMERGENCY EXITS

"Emergency exit" is defined as a door that is only ever used in an emergency. The number and type of exits on an aircraft is regulated through strict rules within the industry. The goal of these regulations is to make possible the evacuation of an airliner's designed maximum occupancy of passengers and crew within 90 seconds even if half of the available exits are blocked..

But for experimental aircraft under emergency situation such kind of doors will be not enough. For this purposes it is necessary to use some special emergency exits.

There are several tradition types of emergency exit:

- Bungee actuated emergency window
- Bungee actuated seat rail
- Ventral Exit
- Explosive windows
- Escape Hatch
- “Fast” opening door for pressurized situations

The main pros are possibility of using in a low height relatively to the land, installation along the fuselage, more safety comparatively to the lateral doors.

The cons complicated design, high cost, it`s complex in maintenance, possibility of crew colliding with parts of tail unit.

Sometimes aviation government requirements are not enough for envelope opening flight tests and extra safety devices may require structural changes. Sometimes extra safety devices may not interfere with tests and its conformity.

Supervisor –Yutskevych S., associated professor

UDC 629.735.024(043.2)

Makarenko Y.S.
National Aviation University, Kiev

300-SEAT WIDEBODIES

The MD-11, A330, A340 & 777 have similar seat capacities, but represent different generations of technology. Maintenance is an element of cash operating costs where one type can display an advantage over another. Airframe and component maintenance charges of the four types are compared.

The A330-300/340-300, MD-11 and 777-200 have similar seat capacities and are designed for similar missions. Some airlines operate mixed fleets of these types. The long-term viability of each type depends on its performance and seat-mile costs, the airframe and component maintenance costs of these aircraft are analysed and compared.

There are four main elements of total cost per flight hour (FH) for airframe and component maintenance: line maintenance; base maintenance checks; heavy components; and rotable and LRU components. Refurbishment of interiors is usually included with base checks. Heavy components include wheels and brakes, landing gears, auxiliary power unit and thrust reverser. Rotable and LRU components include items that can be exchanged on the line or during line checks, and held in an inventory or pool.

Line checks greatly influence total maintenance cost per FH because of the large number completed in a given period or maintenance check cycle. LRUs and rotables also account for a high percentage of total maintenance cost.

The total airframe and component maintenance costs for the MD-11, A330, A340 and 777 are summarized. This shows the A330 and 777 in both medium-haul operations of about 3,000FH per year and long-haul operations. The 777 in long-haul operations has utilizations and FC lengths closer to the A340, while the A330 tends to have shorter average FC times.

With the elements of maintenance described, the A330 and 777 have almost equal costs per FH for all maintenance elements in their medium-haul capacities, despite the A330 having higher line and base maintenance costs. The A330 makes up for this disadvantage with lower LRU and brake related costs. The 777's main disadvantage is its high LRU costs, since components are expensive. The 777, however, has a higher seat capacity than the A330.

The MD-11's older technology is clearly illustrated against the A330, A340 and 777. This is particularly the case in base maintenance expenditure. The MD-11 overcomes this disadvantage through lower LRU-related costs, which is explained by its components being cheaper than the A330/340 and 777.

The 777 outperforms all the other types through its efficiency of low line and base inputs. This is mainly accounted for by low ratios of non-routine maintenance. This will be the most important factor with age, since other costs will not increase as much.

The 777 is therefore likely to widen the gap with its competitors as aircraft age and non-routine ratios rise. The 777's line and base maintenance inputs are expected to increase as fast as the three other aircraft.

Supervisor - A.I.Bogdanovych, associate professor

UDC 669.019.-034(043.2)

Mutska N.
National Aviation University, Kyiv

GENERAL QUESTIONS OF DESTRUCTION OF METALS AND THEIR CAUSES

Metals and alloys are widely used in aviation. Metals have useful properties including strength, ductility, high melting points, thermal and electrical conductivity, and toughness. From the periodic table, it can be seen that a large number of the elements are classified as being a metal. Most popular metallic materials nowadays are iron, aluminum, nickel and titanium.

However, due to imperfect rules and design errors, poor quality of manufacture works and assembling of structures in the construction appear the deflection from the design size, shape and quality of the above permissible limits. Imperfections of construction, which appear during manufacture and assembling, are called defects. They arise and evolve over time and depend on the age and intensity of impacts.

Classification of the defects :

• Structural.

• Production - technological: melting and casting. metal compounds, thermal and electro chemical treatment.

• Operating : cracks, corrosion, surface damage by contact interactions.

• Storage.

The most common type of fracture of metals in aircraft is the fatigue metals . Metal fatigue occurs after the cracks formation in the metal. One theory of fatigue fracture is considered a theory based on the diffusion mechanism of destruction. Accordingly to this theory of the formation and proliferation of fatigue cracks is called movement or diffusion of vacancies , and the mechanism is called a diffusion mechanism for the formation and proliferation of fatigue cracks .

In the cyclic strength of metals can affect the availability of the stress in the metal for various reasons , the composition and structure of the metal surface roughness , environment , temperature, surface treatment.

Corrosion damage to aircraft parts are fairly common and unsafe . Intensive corrosion develops under the action of moist environment and the content of chemically active substances.

Scientific supervisor – Yakobchuk O. Y. , senior teacher

UDC 629.735.024(043.2)

Nosatyy S.S.
National Aviation University, Kyiv

USING OF CARRIER FAN-SPRINKLERS IN NATIONAL ECONOMY

Ventilation of a carrier is a process of removing from carrier gas and dust hazards using natural or artificially generated air flow.

It is very important process in mining spheres, because employers works in hard conditions, one of which is that air is polluted by different dust particles. For cleaning of air carrier ventilator НК-12-КВ was manufactured and is used.

On the basis of powerful turboprop engines NK-12MV were developed turbofan sprinklers NK-12kV-1M, using which systems have been created in the atmosphere year-round dust-gas-suppression. Creating these systems allowed us to solve important scientific and technical challenge - the normalization of atmospheric composition quarries at subzero temperatures.

In modernized variant of fan НК-12КВ-1М prop-motor part placed in shaped and acoustically processed case, applied advanced gas-deducing and hydraulic nozzles , and also a system which allows to change steam location of fan in career space by given program.

It was set experimentally that the source of noise of low and middle frequency is the air screw , and of high frequency – compressor and jet steam. Thus by modernization of fan acoustic processing of case, damper of noise of jet exhaust and active silencer was provided.

Case represents welded construction with inner and outer walls from list steel. Inner wall was perforated , space between walls was filled by sound-damping material, for example by semi grid polyurethane foam ППН-225. To decrease vibrations outer wall of case covered by vibro-damping polishing.

Estimated value of reduction of sound power is equal to 16,6 dB.

For decreasing of the level of the sound intensity in the line of high frequency range on section of jet nozzle installed damper having 6 corrugations with penetration in steam on 1/3 of the radius.

For more effective decreasing of noise level, which generated by air screws, fan stocked by device for water pulverization in front of the air screws. In result of this in front of the air screw and behind of it on the way of sound waves distribution is formed a riddle from water drops. Pulverized particles of water sucking by steam of air screw in case , where next its fragmentation and intensive evaporation happen. It leads to forming in zone of case increased humidity , which also helps to decrease sound intensity level generated by air screws and engine to 2-3 dB.

Scientific director – I.I..Gvozdetskyy, d.t.s., professor

UDC 629.7.083:621.45.037;629.735.036.3(043.C)

Shyian O.V.
National Aviation University, Kyiv

GENERAL QUESTIONS OF AIRCRAFT ENGINES COMPRESSORS REPAIR

Basic processes of wear of compressor parts consist of wear during friction, damage flowing part of extraneous objects, fatigue accumulation, erosion and corrosion.

During repair surface defects are removed, are restored the sizes, shape, relative position of the surfaces of details. They are frenched scurf of corrosion, risks, teasers, nicks, cold-hardening. Peeled places are polished and exposed anticorrosive treatment.

Form of thin-walled parts is restored by straightening. Form and dimensions of centering and landing surface of discs, shafts, permissible palpation of end and bearing surfaces are achieved by machining and coating.

Analysis of a condition of the contact surfaces after a certain operating time shows that wear can reach 1 mm or more. To restore contact surfaces of bandage shelves apply new designed composite material ВТН-1, which consists of solid particles of tungsten carbide and titanium-based solder ВПр16 as a binder.

Damages of the rotor blades of LPC and HPC are removed by mechanical means.

Hull repair differs by significant amount of processing nodes. This is due to the large number of permanent joints (welded, riveted), compounds with a tightness, as well as positioning on a housing of the attachment box drive system and other mechanisms. By means of processing nodes involves the exchange of sleeves recovery of holes. The process of replacing sleeves includes operation on excision of defective sleeves, preparing the seating surfaces, pressing in new sleeves and their treatment after fitting.

Restoration of fitting is done by joint unfolding of holes in the disks 7 ... 9th stages, labyrinth of 9th stage and shaft of the HPC on the next repair size and staging of repair pins.

Damage of the compressor blades of GTE during operation by foreign objects is a major cause of early withdrawal of a large number of engines.

The reasons damage of the blades is suction from the coating of runway small stones and sand, and also entering during the flight of birds, ice.

Most often getting into GTE of foreign objects caused by vortex suction cover them with airfields.

Analysis of damage of aircraft parts, not restored at the moment due to lack of methods for their recovery, showed that about 70% of their total account details to surface damage depth of 0.4-2.0 mm, most of which are not fulfilled its resource and are rejected due to wear.

Scientific supervisor – Yakobchuk O.Y., Senior Teacher

UDC 621.432.9 (043.2)

Vladimirova O.O.
National Aviation University, Kyiv

INTERNAL COMBUSTION ENGINES WITH VARIABLE PRESSURE RATIO

Using fuels with different characteristics, qualities, manufacturers, and therefore with different physical properties, for gasoline internal combustion engines is needed to manage the process of combustion of fuel-air mixture.

There are two ways to reduce knocking in the working cylinders of the engine.

The first method, traditional, is to use on old cars with an old contact ignition - octane-corrector, and on new - ECU engines, work is reduced to increase or decrease the ignition timing. This method allows you to control the combustion process within a narrow range and allows the use of fuel with a slight difference of quality indicators.

The second method - usage of the internal combustion engine with a variable pressure ratio. Design have possibility to change the volume of combustion chamber and can operate at any fuel, that becomes actual on the fuel crisis.

Many world automakers develop engines with variable pressure ratio. Greatest interest are present the engines developed by **SAAB** (Sweden) and **MCE-5 Development** (France).

In the five-cylinder engine SAAB developing in 2000 year is used combined cylinder head with the cylinder liners. The combined unit (bloc) is fixed on one side of the shaft, the other interacts with the crank mechanism. Crank mechanism provides a combined offset crank head on the vertical axis on 4°, thus achieving the change in the degree of compression in the range from 8:1 to 14:1. The nominal value of the pressure ratio is supported by engine control system according to the load (maximum load - minimum pressure ratio; minimum load - maximum pressure ratio).

More modern development (2010 year) is a 4-cylinder engine **MCE-5 Development** 1.5 liter. Beside the system of variable pressure ratio, engine is equipped with other advanced systems - direct injection and variable phases of gas distribution.

The engine design provides an independent change in the stroke of each cylinder. Gear sector, acting as a rocker, on one side interacts with the operating piston, on the other - with the control piston. The rocker by arm is connected to the engine crankshaft.

A gear sector is moved by the control piston, which work as hydro-cylinder. The volume above the piston is filled by oil, the volume of which is regulated by a valve. Moving of sector provides a change of top dead center position of the piston, thus achieving the change in volume of the combustion chamber. Accordingly, the pressure ratio varies from 7:1 to 20:1.

Scientific supervisor – V.V. Tokaruk, Assistant

СУЧАСНІ ФІЗИЧНІ ТЕХНОЛОГІЇ

УДК 602.4:620.3(043.2)

Губська Я.В.
Національний авіаційний університет, Київ

НОВІ ТЕХНОЛОГІЇ ДЛЯ КОНТРОЛЮ ЗМІН БІОНАНОСИСТЕМ СІТКІВКИ

Представлена технологія реєстрації зображення і контролю зміни біонаносистем очного дна в режимі реального часу , яка базується на концепції непрямого просвічування (трансіллюмінації) очного дна через склеру , біотканини і середовища, прилеглі до склери з використанням електромагнітного випромінювання, що потрапляє в область перекривання вікна прозорості біотканин (0,6 - 1,5 мкм) і зони прозорості оптичних середовищ ока (0,4 - 1,1 мкм). У серії експериментальних приладів ІРІС (ІМФ НАНУ) офтальмоскопічне дослідження проводиться у відбитому випромінюванні інфрачервоного і видимого діапазону аж до 1200 нм (не поляризоване або поляризованому) із застосуванням як традиційних методів освітлення очного дна , так і з використанням набору оригінальних пристроїв , які реалізують метод непрямого освітлення очного дна через склеру і шкірні покриви прилеглі до склери . Дана технологія дозволяє виявляти і контролювати ранні зміни біонаносистем очного дна зміни в шарі пігментного епітелію сітківки в режимі реального часу , які не визначаються за допомогою інших методів.

Метод може бути використаний в ранній і комплексній діагностиці пігментних пухлин та аномалій пігментації очного дна , дозволяє візуалізувати пухлини , приховані під серозним відшаруванням сітківки без контрастування судин. Метод може застосовуватися для комплексної діагностики діабетичної ретинопатії , оскільки дає можливість виявити діабетичні прояви і провести динамічне спостереження патологічних змін на очному дні в процесі лікування без додаткового введення якої-небудь контрастної речовини (в т.ч. і без застосування засобів для розширення зіниці) . В цілому слід зазначити , що представлений метод діагностики внутрішніх оболонок ока простий , неінвазивний (без введення спеціальних барвників і люмінофорів) . Проводиться подальше вивчення нових можливостей методу і впровадження його в практику.

Науковий керівник - І.В.Плюто, д-р фіз.-мат. наук

УДК 539.2(043.2)

[1]Єльцова Д.В., [2]Карбівський В.Л.
[1]Національний авіаційний університет.
[2]Інститут металофізики ім. Г.В. Курдюмова НАН України

МОРФОЛОГІЧНІ ОСОБЛИВОСТІ ПРОЦЕСУ ФОРМУВАННЯ НАНОРЕЛЬЄФУ ЗОЛОТА НА ПОВЕРХНІ КРЕМНІЮ

Результати досліджень процесів утворення наноструктур із атомів металів на атомарно-чистих поверхнях є надзвичайно важливими для розвитку наноелектроніки та створення нуль- одно- та двомірних наноструктур. Утворення нанооствівців металу на монокристалічній поверхні напівпровідника значною мірою залежить від властивостей поверхні підкладки. Так, наприклад, реконструйована поверхня монокристалу Si (111) суттєво впливає на положення окремих атомів на початковому етапі осадження і на морфологію нанооствівців золота в цілому. Методами високороздільної скануючої тунельної мікроскопії досліджено морфологічні особливості формування нанорельєфу золота на поверхні монокристалу кремнію (Si (111) Si (110)) при термічному випаровуванні. Зафіксовано, що у випадку Si (111) золото утворює самовпорядочені гексагонально-пірамідальні наноструктури, що носять фрактальний характер. Ці наноструктури складаються з моноатомних площин, що зміщені відносно початку росту попередньої площини на 3 нм. У випадку ж Si (110) було виявлено формування лише гексагонально-пірамідальних утворень. Нанесення золота на поверхні пластин монокристалу кремнію Si (111) Si (110) проводилось методом термічного напилення. Після напилення золота на поверхню пластини монокристалу кремнію було отримано знімки ландшафту поверхні за допомогою тунельного мікроскопа. Виявлено, що гексагонально пірамідальні утворення на поверхні зразка мали різну висту і площу верхньої площадки, середня висота таких утворень складала 0.5 нм. Швидкість росту нанооствівців золота на поверхні монокристау кремнію залежить від потоку речовини (золота) на поверхню. За певного потоку золота утворюються наноструктури з дуже чіткими геометрично правильними межами. Якість утворених структур залежить від зв'язку між постійними решітки матеріалу і підкладки. Чим більше неузгоджені постійні решітки, тим менше товщина бездефектної структури. Так у випадку Si (111) золото утворює пірамідально-гексагональні структури фрактального характеру, тоді як у випадку Si (110) спостерігаються лише моношарові гексагональні утворення. Це пояснюється тим, що у випадку монокристалу Si (111) симетрія реконструйованої поверхні і наноутворень золота співпадають, механізми формування таким чином підсилюють одне одного, як наслідок на поверхні формуються гексагонально-пірамідальні острівкові утворення. А у випадку монокристалу Si (111) спостерігаються моношарові утворення.

Науковий керівник – В.Л. Карбівський, д-р фіз.-мат. наук

УДК 681.7.069.24 (043.2)

Лі Д.М.
Національний авіаційний університет, Київ

ЕФЕКТИВНІСТЬ НЕЛІНІЙНИХ МЕХАНІЗМІВ АП-КОНВЕРСІЇ У БЛИЖНЬОМУ ПОЛІ ПЛАЗМОННОГО НАНОЛАЗЕРУ

В останнє десятиліття вражаючих успіхів у нанотехнологіях здобув новий напрям – наноплазмоніка. У її основі закладено ряд унікальних особливостей взаємодії світла з такими металічними нанооб'єктами, як наночастинки, наноплівки. В першу чергу це зв'язано з так званими плазмонними резонансами цих нанотіл. Суть цього явища полягає у тому, що під дією деякої світлової хвилі відбувається когерентна рас качка електронів металу. При цьому можливе багатократне посилення розсіяної світлової хвилі біля нанооб'єкта. Природа цього посилення полягає у тому, що падаюче і розсіяні поля когерентні і близ нанотіл створюються так звані «гарячі точки» - області, де їх амплітуди додаються. Розміри цих областей порядка розмірів металічних наночастин. Таким чином, відбувається ефективне перетворення енергії широкого падаючого світлового пучка в інтенсивне ближнє поле наночастинки. Зовні це сприймається як ефективне фокусування дальнього поля падаючого пучка у ближнє поле наночастинки. Поміщаючи речовини з нелінійними оптичними властивостями в область цих точок, які мають розміри в нанодіапазоні, можна очікувати значного виграшу у швидкостях протікання характерних елементарних радіаційних і безвипромінювальних процесів у різних квантових системах як атоми, молекули, квантові точки і т.д. Причому посилювати або послаблювати вірогідності тих чи інших механізмів взаємодії можна направленим чином. В якості характерного прикладу розглядається управління ефективністю нелінійного перетворення лазерного випромінювання за рахунок ап-конверсії у так званих антистоксових люміноморфах, які поміщено біля металічних наночастин. Конкретна задача полягала у виводі швидкісних рівнянь для перетворення частоти верх (так розшифровується термін ап-конверсія) для твердого розчину трьохвалентого іону ербія. Оптимізація цих рівнянь дозволила отримати теоретичну залежність потужності перетворення падаючого ІК-випромінювання у випромінювання видимого діапазону: зелене, з довжиною хвилі 550 нм, і червоне з довжиною хвилі 660 нм.

Якісно проаналізований випадок, коли реалізовано режим плазмонного лазеру. Розглядається можливе застосування досліджених ефектів в оптичних захисних технологіях.

Науковий керівник – Б.Д. Павлик, д-р фіз.-мат. наук, професор

УДК 536.24:004.942 (043.2)

Лі Д.М. , Хміль Д.П.
Національний авіаційний університет, Київ

КОМП'ЮТЕРНЕ МОДЕЛЮВАННЯ ТЕЧІЇ ТА СУМІШОУТВОРЕННЯ В ЦИЛІНДРИЧНОМУ СТАБІЛІЗАТОРНОМУ ПАЛЬНИКУ

До важливих способів підвищення ефективності спалювання палива у стабілізаторах пальникових пристроях відноситься інтенсифікація їх робочих процесів. В межах даної роботи розглядаються можливості використання таких методів інтенсифікації, як зміщення місця подачі газу в глибину пальника та застосування нішових порожнин. Вказані можливості досліджуються стосовно циліндричного пальникового пристрою стабілізаторного типу з подаванням палива через систему отворів на бічних поверхнях стабілізаторів в зносячий потік окисника. Вибір даного пальникового пристрою як об'єкту досліджень, зумовлений зростаючими потребами енергетичної практики у застосуванні цих пристроїв, сферою впровадження яких є вогнетехнічні об'єкти малої потужності.

Числові дослідження базувалися на використанні RANS підходу до моделювання турбулентних потоків.

Згідно з даними математичного моделювання застосування нішевої порожнини приводить до суттєвої зміни полів інтенсивності турбулентності в пальнику як у якісному, так і кількісному відношенні. За наявності ніші інтенсивність турбулентності потоку збільшується, причому в місцях її максимальних значень може перевищувати відповідні величини у разі відсутності ніші майже вдвічі. Зона найбільшого впливу ніші на турбулізацію потоку локалізується поблизу місця її розташування, що є важливим для займання палива та стабілізації полум'я. Втрати тиску, пов'язані з наявністю кільцевої прямокутної ніші, є незначними і для умов, які розглядаються, не перевищують 6% від загальної втрати тиску в пальнику за відсутності ніші.

Як свідчать результати комп'ютерного моделювання, при порівняно великих значеннях відстані L_1 між зривною кромкою стабілізатора і газоподавальними отворами у поперечному перерізі, що проходить через зривну кромку стабілізатора, велика частина суміші пального і окисника знаходиться в концентраційних межах запалення. І лише поблизу зовнішньої стінки каналу має місце підвищений вміст повітря. За цих умов можлива інтенсифікація процесу горіння і реалізація механізму спалювання близького до кінетичного. При менших значеннях L_1 значну центральну частину вказаного перерізу займає суміш з підвищеним вмістом газу або окисника. При цьому механізм спалювання палива буде набувати характеристики менш інтенсивного дифузійного горіння.

Таким чином, в умовах, що розглядаються, суттєва інтенсифікація процесів горіння можлива за рахунок застосування нішових порожнин та розміщення газоподавальних отворів на порівняно значних відстанях відносно зривної кромки стабілізатора.

Науковий керівник – Н.М. Фіалко,чл.-кор. НАН України, д-р техн. наук, професор

УДК 536.24:533

Мельник П.М.
Національний авіаційний університет, Київ

АЕРОДИНАМІКА ПАЛЬНОГО ТА ОКИСНИКА В ЕШЕЛОНОВАНІЙ РЕШІТЦІ СТАБІЛІЗАТОРІВ ПОЛУ'МЯ

Застосування ешелонованих решіток стабілізаторів полум'я є одним із ефективних способів впливу на протікання робочих процесів в пальникових пристроях стабілізаторного типу. Особливу цікавість представляє розгляд ситуації, коли вказане ешелонування використовується для забезпечення відносно короткого факела при горіння.

Дана робота присвячена чисельному дослідженню структури течії пального та окисника при ешелонованому розташування стабілізаторів полум'я для ситуації подачі газу впровадженням у повітряний потік через систему отворів, розташованих на бокових поверхнях стабілізаторів.

Особлику увагу в роботі приділяється аналізу результатів математичного моделювання, що відповідає умовам наявності та відсутності струйної подачі газу.

Згідно до даних обчислювальних експериментів струйна подача газу обумовлює значну тривимірність течії та, відповідно, її більш складний характер вцілому. Що стосується зон циркуляції у ближньому сліді за стабілізатором, то тут для обох розглянутих випадків картини течії у якісному відношенні виявляються дуже подібними. Однак, кількісні характеристики течії в цих зонах можуть помітно відрізнятись. При наявностіструйної подачі газу в основній частині зон рециркуляції збільшується ступінь розрідження. Відповідно до цього зменшуються довжини зон зворотніх токів $L_{зт}$ и збільшуються максимальні швидкості U_{max} у даних зонах. Вказаний ефект зміни величини $L_{зт}$ та U_{max} у зв'язку з струйною подачею газу проявляється у дещо більшій мірі для зміщеного вниз по потоку стабілізатора.

Результати математичного моделювання, свідчать про те, що в умовах, що розглядаються, при наявності струйної подачі газу, картина течії у ближньому сліді за зміщеним вверх по потоку стабілізатором ешелонованої решітки та при відсутності ешелонування виявляється дуже близькою як в якісному, так і в кількісному відношенні. Мабуть, це пояснюється тим, що при ешелонованому розташуванні стабілізаторів струї газу немов екранують гідродинамічний вплив стабілізатора зміщеного вниз по потоку. Таким чином, тут спостерігається ефект відносної локалізації впливу особливостей течії поблизу зміщеного вниз по потоку стабілізатора на характеристики течії в за кормовій зоні стабілізатора зміщеного вверх по потоку.

Науковий керівник – Н.М. Фіалко,чл.-кор. НАН України, д-р техн. наук, професор

УДК 539.3:669.017.1(043.2)

Сандомірський Д.Ю.
Національний авіаційний університет, Київ

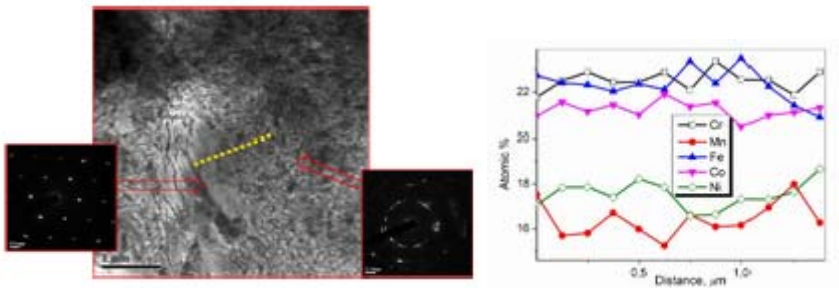
СТРУКТУРА І ХІМІЧНА НЕОДНОРІДНІСТЬ ДЕФОРМОВАНИХ ВИСОКОЕНТРОПІЙНИХ СПЛАВІВ

Нещодавно розроблені високоентропійні сплави (ВЕС) являється новим класом сплавів які зазвичай містять не менше 5 елементів, при цьому атомна концентрація кожного елемента повинна знаходитись в межах від 5 до 35%. ВЕСи демонструють хороші властивості і показують великий потенціал для літакобудування та інженерних програм зважаючи на їхні властивості твердості, зносостійкості, корозійної стійкості і високу температурну стабільність.

Були вивчені структура і хімічна неоднорідність ВЕС після рівноканального кутового пресування (РККП) та прокатки. Деформація $Ti_{20}Zr_{25}Nb_{20}Hf_{20}Ta_{15}$ та еквіатомного сплаву CrMnFeCoNi відбувалась при кімнатній температурі.

Елементний хімічний склад ВЕС в початковому стані варіюється в діапазоні 10 відсотків на відстані декількох нанометрів. Після РККП сплав стає більш гомогенним (відхилення 1-2 ат.%). Твердість зростає до 5.1 ГПа з незначним зростанням модуля еластичності до 78 ГПа.

Еволюція структури після деформації еквіатомного сплаву CrMnFeCoNi (ε = 0, 50, 70 , 80 і 99%) була вивчена за допомогою трансмісійного електронного мікроскопу. Рисунок 1 показує структуру і хімічний склад ВЕС після прокатки (99%). Твердість вихідного сплаву зросла з 3,3 Гпа до 6,3 Гпа після деформації ε =99%.



а б

Рис.1 Структура (а) і хімічний склад ВЕС CrMnFeCoNi (б)

Науковий керівник – М.І. Даниленко, канд. фіз-мат. наук, професор ІПМ НАН України

ЗМІСТ

Стор.

Автоматизація та енергоефективність на авіаційному транспорті 3

Виробництво, технічне обслуговування та діагностика авіаційної техніки і газотурбінних установок..... 16

Аеродинаміка та безпека польотів 22

Сучасні проблеми машинознавства 30

Міцність та ресурс авіаційної техніки 38

Технології і технологічне обладнання аеропортів 46

Design, production, maintanance and diagnostics of aviation technique and gasturbine units 59

Сучасні фізичні технології..... 68

Наукове видання

ПОЛІТ
СУЧАСНІ ПРОБЛЕМИ НАУКИ

Тези доповідей XIV Міжнародної
науково-практичної конференції
молодих учених і студентів

2-3 квітня 2014 року

СУЧАСНІ АВІАЦІЙНІ ТЕХНОЛОГІЇ

Опубліковано в авторській редакції
однією з трьох робочих мов конференції:
українською, англійською, російською