

**МІЦНІСТЬ ТА РЕСУРС АВІАЦІЙНОЇ ТЕХНІКИ**

УДК 629.7.014-519:656.7.76(043.2)

**Івасенко А.В., Рибальченко О.С.**

*Національний авіаційний університет, Київ*

**РОЗШИРЕННЯ СФЕРИ ЗАСТОСУВАННЯ ТА ПІДВИЩЕННЯ РЕСУРСУ  
БЛА З ЕЛЕКТРИЧНОЮ СИЛОВОЮ УСТАНОВКОЮ**

Розробка відноситься до безпілотних літальних апаратів (БЛА) з електричною силовою установкою які використовуються для маршрутних польотів з метою виконання спостереження в режимі реального часу.

У вказаних БЛА непотрібно застосовувати паливо, вони безшумні у польоті, здатні стартувати «з рук», мають невеликі габарити, здатні легко переходити з режиму моторного польоту до планерування, тощо. Поряд з очевидними перевагами, БЛА з електричною силовою установкою притаманні і недоліки, основними з яких є низький ресурс «за посадками», висока ймовірність пошкодження камери спостереження, невисокі значення критичного кута атаки та висока швидкість звалювання.

В основу розробки покладено задачу розширення сфери застосування та підвищення ресурсу безпілотних літальних апаратів з електричною силовою установкою, зниження ймовірності пошкодження камери спостереження, що розташована знизу фюзеляжу, а також підвищення значення критичного кута атаки та зниження швидкості звалювання.

Поставлена задача вирішується тим, що у безпілотному літальному апараті застосовано посадковий парашут, триопорне ресорне шасі з хвостовою опорою та розвинутими і винесеними вперед основними опорами, а його крило виконане зі зворотною стрілоподібністю та оснащене механізацією.

Посадковий парашут дозволить отримати організований спуск БЛА у задану точку, в тому числі, і в горбистій/чагарниковій місцевості з прийнятною вертикальною швидкістю, що дозволить розширити сферу застосування, а також збільшить його ресурс «за посадками». Ресорне шасі з сильно розвиненими основними опорами забезпечить погашення надлишкової вертикальної швидкості, що слугуватиме додатковим резервом підвищення ресурсу БЛА. Перелічені вище переваги вплинуть на зниження ймовірності пошкодження камери спостереження, що розташовується знизу фюзеляжу.

Застосування механізованого крила зі зворотною стрілоподібністю дозволить збільшити на 2-3 град. критичний кут атаки БЛА, що дозволить знизити швидкість його звалювання та експлуатувати в атмосфері з вищими значеннями турбулентності.

*Науковий керівник – Матійчик М.П., канд. техн. наук, доцент*

**СТАТИСТИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ЗНАЧЕНИЙ ДЛИН  
УСТАЛОСТНЫХ ТРЕЩИН ПРИ MSD АВИАЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИЙ**

Многоочаговое повреждение (Multiple Site Damage – MSD) – это состояние поврежденной конструкции, характеризующееся наличием в ней множественных усталостных трещин. Как правило, многоочаговому повреждению подвергаются элементы конструкции самолетов, имеющие большое количество отверстий под заклепочные соединения, расположенные в ряд и являющиеся потенциальными источниками зарождения усталостных трещин из-за концентрации напряжений. Следует отметить, что особенно актуальна проблема MSD при оценке работоспособности, назначении периодичности осмотров и прогнозировании остаточной прочности стареющего парка самолетов.

Учитывая большое количество заклепочных соединений в конструкциях современных летательных аппаратов, оценка показателей остаточной прочности и надежности таких конструкций должна производиться в вероятностном аспекте. В настоящей работе предлагается подход к оценке статистического распределения значений длины трещин при MSD, которые случайно образуются в отверстиях заклепочных соединений самолетных конструкций. Исходными данными при этом являются: распределение времени (числа циклов) до образования трещины заданной начальной длины и закон роста усталостной трещины.

Функция распределения длины трещин была определена для фиксированного момента времени, при допущении детерминированной скорости роста каждой трещины и общего для всех трещин соотношения зависимости длины от времени. Эта функция распределения соответствует вероятности события, когда любая трещина, образовавшаяся в случайный момент времени, при фиксированной наработке имеет длину, меньшую произвольно выбранного значения. В работе принято, что в самолетных конструкциях время до зарождения усталостной трещины описывается двухпараметрическим распределением Вейбулла. Искомая функция была получена на основе этого распределения, а также кинетической зависимости Пэриса для скорости роста усталостных трещин.

Расчеты, проведенные по формуле с учетом числовых значений входящих в нее параметров, показали, что при различных числах циклов распределение длины трещин описывается функциями гиперболического типа. Для подтверждения полученных численных результатов было проведено их сравнение с экспериментальными данными. Построенные графики плотности распределения показывали хорошую сходимость предложенного метода с реальным распределением значений длины трещин. Таким образом, можно утверждать, что полученное распределение длины трещин может быть использовано для оценки предельного состояния самолетных конструкций при MSD.

*Научный руководитель – Игнатович С.Р., д-р техн. наук, профессор*

УДК 629.735.018.4 (043.2)

Смирнов І.Д., м.н.с., Макарчук М.В., м.н.с.  
Національний авіаційний університет, Київ

## МЕТОДИКА РОЗРАХУНКУ НА МІЦНІСТЬ КРОНШТЕЙНІВ НАВІСКИ РУХОМИХ АЕРОДИНАМІЧНИХ ПОВЕРХОНЬ БПС М-7В5

Проблема визначення зусиль на кронштейнах навіски рухомих аеродинамічних поверхонь стоїть досить гостро, так як невірна оцінка цих параметрів приводить внесення змін до існуючої конструкції ЛА, або у гіршому випадку – аваріями, катастрофами тощо. Як показала практика, використання аеродинамічної труби для визначення зусиль на кронштейнах навіски рухомих аеродинамічних поверхонь є досить точним, проте економічно не вигідним для малобюджетних проєктів.

На даний час для малої та безпілотної авіації широко використовуються непрямі методи дослідження характеристик літальних апаратів, що пов'язано з меншими економічними та ресурсними витратами в порівнянні з натурними методами дослідження.

На наш погляд, в якості альтернативи, для визначення зусиль на кронштейнах навіски рухомих аеродинамічних поверхонь можна запропонувати використання чисельних методів.

В процесі розрахунку пропонується використовувати відому методику визначення коефіцієнта підйімальної сили та сили опору аеродинамічної поверхні при відхиленні на максимальний кут у польоті із максимальною швидкістю. Відповідно для кожного типу аеродинамічної поверхні використовуються свої поправочні коефіцієнти, які враховують геометричні та аеродинамічні характеристики.

Перерізувача сила, що сприймається кронштейнами навіски рухомих аеродинамічної поверхні, дорівнює максимальній аеродинамічній силі, яку створює аеродинамічна поверхня. Подальше визначення робочого (критичного) перерізу кронштейну проводиться за відомою методикою.

*Науковий керівник – Матійчук М.П., канд. техн. наук, доцент*

### Список літератури:

1. Лебедев А.А., Чернобровкин Л.С. “Динамика полёта беспилотных летательных аппаратов”, М: Оборонгиз, 1962. – 548 с.
2. Бадягин А.А., Мухамедов Ф.А. “Проектирование легких самолётов”, М: Машиностроение, 1976. – 208 с.
3. Розрахунок міцності основних силових елементів БПС М-7В5 за темою №1/2010/П “Створення багатоцільового безпілотної літального апарату”, Київ 2011.

**ФІЗИКА ТА ФІЗИЧНІ ПРИНЦИПИ ПОЛЬОТІВ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ**

УДК 621.3.038.61(043.2)

**Бородій І.О.**

*Національний авіаційний університет, Київ*

**ВИЗНАЧЕННЯ ЕКВІВАЛЕНТНИХ ЕЛЕКТРОМАГНІТНИХ  
ПАРАМЕТРІВ БАГАТОШАРОВИХ ПАКЕТІВ МАГНІТОПРОВІДІВ  
ДЛЯ КВАЗІСТАЦІОНАРНИХ ПРОЦЕСІВ**

Багатошарові осердя індукторів індукційних прискорювачів електронів мають анізотропію електромагнітних властивостей через чергування шарів феромагнетиту і полімерної плівки, товщини котрих вимірюються мікронами. Числове моделювання дифузії поля в перерізі осердя можна здійснювати як у «гомогенізованому» середовищі [1], якщо з допомогою аналітичних методів попередньо визначити еквівалентну магнітну проникність та електропровідність середовища, проте такий підхід має обмежене застосування через нелінійні властивості феромагнетиту. Еквівалентні параметри середовища з врахуванням нелінійності кривої намагнічування феромагнетиту були знайдені нами з допомогою числового моделювання на моделі, що є цілком адекватною до реальної структури пакету [2]. Виходячи з роздільної здатності вхідних редакторів моделюючих програм, розрахункову модель доводиться розглядати у сильно збільшеному масштабі. При цьому виникає проблема подібності розподілу поля в моделі і в реальному пакеті. Для розв'язання цих труднощів були сформульовані принципи подібності картин розподілу поля в реальному пакеті і в його збільшеній моделі.

Критерії подібності поля одержані на підставі розгляду рівняння дифузії магнітного поля в безрозмірній формі. Згідно з висновками роботи, при збільшенні просторового масштабу моделі необхідно змінювати масштаб часу, тобто час інтегрування рівняння дифузії. Подібність може бути також досягнута шляхом штучної зміни магнітних констант феромагнетиту з тим, щоб далі шляхом зворотного переходу одержати розподіл поля в пакеті, шихтованому пластинами мікронної товщини.

Описаний вище підхід був реалізований авторами з використанням програми Elcut при дослідженні одновимірної дифузії поля та програми Femlab при дослідженні двовимірної дифузії.

Розрахунки розподілу магнітної індукції у динамічному режимі, тобто з врахуванням лінійного зростання струму намагнічування в індукторі з часом, дозволяють повністю оцінити ефективність використання аморфних феромагнетиків при конструюванні індукторних систем.

**Список літератури:**

1. *Чапля Є.Я., Чернуха О.Ю.* Математичне моделювання дифузійних процесів у випадкових і регулярних структурах. – Київ: Наукова думка, 2009. – 302 с.
2. *Чемерис В.Т., Бородій І.О.* Врахування нелінійних властивостей феромагнетика при визначенні параметрів анізотропної моделі багатошарового осердя. – Вісник НАУ, 2011, № 4, С.44 – 51.

*Науковий керівник – Чемерис В.Т., канд. техн. наук, доцент*

УДК 621.373(043.2)

Брусник А.Ю.

Національний авіаційний університет, Київ

**КУБІЧНО-НЕЛІНІЙНА ТЕОРІЯ ПІДСИЛОВАЧА ХВИЛЬ  
ПРОСТОРОВОГО ЗАРЯДУ НА БАЗІ ПОВЗДОВЖНЬОГО  
ЕЛЕКТРОСТАТИЧНОГО ОНДУЛЯТОРА**

На сьогодні однією з актуальних задач сильнотрумової електроніки є створення пристроїв, які здатні формувати надкороткі потужні кластери електромагнітного поля (у тому числі, і фемтосекундної тривалості), сигнали з широким спектром [1]. В роботі [2] було запропоновано новий тип такого пристрою – супергетеродинний лазер на вільних електронах (ЛВЕ) з повздовжнім електростатичним ондулятором. У такому супергетеродинному ЛВЕ у якості додаткового механізму підсилення використовується трихвильовий параметричний резонанс між повздовжнім електростатичним полем системи накачки, швидкою та повільною хвилями просторового заряду (ХПЗ) релятивістського електронного пучка.

В роботі проведено дослідження множинних трихвильових параметричних резонансів у секції підсилення ХПЗ для клістронної моделі супергетеродинного ЛВЕ з повздовжнім електростатичним ондулятором. У якості базового методу для теоретичного аналізу використано ієрархічний підхід до теорії коливань та хвиль [1]. Отримано систему вкорочених рівнянь для комплексних амплітуд хвиль у кубічно-нелінійному наближенні. З'ясовано, що підсилувач хвиль ХПЗ з монохроматичним електростатичним полем накачки здатен підсилювати хвилі просторового заряду у широкому частотному діапазоні. Показано що інкременти наростання гармонік такої мультигармонічної ХПЗ на слабосигнальному етапі підсилення є однаковими. Проведено аналіз нелінійної взаємодії гармонік мультигармонічної хвилі ХПЗ. Визначені рівні насичення, які дозволяють стверджувати, що у секції підсилення ХПЗ супергетеродинного ЛВЕ клістронного типу можливе формування потужної мультигармонічної ХПЗ з широким спектром, в якому є ділянка, де гармоніки з більш високою частотою мають більшу амплітуду. Завдяки такій особливості стає можливим формування супергетеродинними ЛВЕ з повздовжнім електростатичним ондулятором надкороткого потужного кластеру електромагнітного поля.

**Список літератури:**

1. *Kulish V.V.* Hierarchic Electrodynamics and Free Electron Lasers. CRC Press, Taylor&Francis Group, 2011.
2. Пат. 87750 України, Супергетеродинний параметричний лазер на вільних електронах з повздовжнім електричним ондулятором / *Куліш В.В., Лисенко О.В., Губанов І.В., Бруснік А.Ю.*; заявл. 05.12.2007; опубл. 10.08.2009, Бюл. № 15.

*Науковий керівник – Куліш В.В., д-р фіз.-мат. наук, професор*

## **ВИВЧЕННЯ ПРОЦЕСІВ ЗАХОПЛЕННЯ ЗАРЯДУ В СТРУКТУРАХ МЕТАЛ-ДИЕЛЕКТРИК-НАПІВПРОВІДНИК З КРЕМНІЄВИМИ НАНОВКЛЮЧЕННЯМИ В ДІЕЛЕКТРИКУ**

Метою даної роботи було дослідження процесів захоплення, релаксації та зберігання заряду в елементах нанокристалічної енергонезалежної пам'яті на основі структур МДН, а також формування вікна пам'яті досліджуваного приладу. В даній роботі розглядалися зразки з одним та двома шарами кремнієвих нановключень у діелектрику, причому у зразках із двома шарами нановключення верхнього шару були діаметром 5 нм, а нижнього – 3 нм, тому з великою імовірністю під кожним верхнім нанокластером був щонайменше 1 з нижнього шару.

Виміри проводились на спеціально виготовленому обладнанні. Використовувана нами експериментальна комп'ютерна система була побудована з метою вимірювання метрологічних параметрів елементів пам'яті із врахуванням електричних особливостей нанокристалічних структур пам'яті МОН (метал-оксид-напівпровідник) типу.

Для отримання параметрів зразка вимірювались вольт-фарадні характеристики, де застосовувався програмний алгоритм двопрхідної розгортки.

Дана система дає можливість виконувати дослідження формування вікна пам'яті, зберігання та релаксації заряду. Крім того, реалізовано можливість проведення експерименту при підвищеній температурі та при вибірковій підсвітці зразка під час вимірювань. Основні режими роботи такі:

- **Формування вікна пам'яті** дозволяє отримувати інформацію про перебіг процесу формування вікна пам'яті NCM структури. Застосовуючи послідовність програмуючих імпульсів різної амплітуди, тривалості та полярності можна оцінити оптимальні режими програмування структур пам'яті (максимальне вікно пам'яті). Зокрема, було застосовано методику уніполярної (імпульсами однієї полярності) перезарядки елементів нанокристалічної пам'яті і показана можливість роботи приладу в таких режимах.

- Метод дослідження **релаксації заряду** дозволяє спостерігати перебіг процесу програмування структури пам'яті під час, власне, її програмування.

- Дослідження **зберігання заряду** дає інформацію про можливі взаємозалежні процеси стікання заряду після прикладання імпульсу запису, які не можуть бути виявлені при вимірюванні методами для структур звичайної флеш пам'яті.

Шляхом експерименту було підтверджено теоретично отримані дані про те, що структури із двома шарами нановключень мають кращу здатність до запам'ятовування інформації та мають більший час утримання заряду.

*Науковий керівник – Назаров О.М., д-р фіз.-мат. наук, професор*

УДК 661.669:621.785.37 (043.2)

Гірьов А.С.

*Національний авіаційний університет, Київ***ВИВЧЕННЯ СИНТЕЗУ ТА ВЛАСТИВОСТЕЙ ГРАФЕНІВ,  
ОТРИМАНИХ НА НІКЕЛІ**

Графен – одна з алотропних форм вуглецю, моноатомний шар з гексагональною структурою. Графен за своїми властивостями являється напівметалом з малим перекриттям зони провідності та валентної зони. Він унікальний за своїми фізичними властивостями. Носії струму в графені мають лінійний за імпульсом, а не квадратичний, як це має впливати з рівняння Шредингера, енергетичний спектр. Також вони мають надзвичайно високу рухливість: при кімнатній температурі вона досягає  $10^4$  см<sup>2</sup>/В·с, що значно перевищує рухливість носіїв заряду основного матеріалу сучасної електроніки кремнію.

Є багато методів синтезу графену. Один із способів отримання графену – це виділення вуглецю на поверхні нікелю з газової фази. Фольга з нікелю розміщується в камеру при високій температурі в середовищі інертного захисного газу. Вуглеводневі гази вводяться в камеру в якості джерела вуглецю. Вуглеводневі молекули розпадаються на поверхні нікелю і атоми вуглецю дифундують в метал. Потім зразки охолоджуються. Різні швидкості охолодження призводять до різної поведінки вуглецю в нікелі. Середня швидкість охолодження призводить до утворення однорідного шару графену. Більш детально цей метод описаний в роботі [1].

В Інституті фізики напівпровідників використовують інший спосіб виробництва графену – графен синтезується на поверхні тонкої плівки нікелю за рахунок вакуумної термообробки або імпульсної термообробки в атмосфері азоту структури Ni/SiC/SiO<sub>2</sub>, це багаточислове відкладення на кремнієвій пластині отримується методом магнетронного розпилення. У цьому процесі 1 мкм тонка плівка нікелю наноситься на поверхню SiC, товщиною 50 нм. Зразки нагріваються до температури 850<sup>0</sup>С, після чого охолоджуються до кімнатної температури. У процесі нагрівання кремній та вуглець розчиняється в нікелі, формуючи силіцид нікелю, який насичений атомарним вуглецем. При охолодженні вуглець виділяється на поверхні плівки Ni/SiNi, утворюючи від одного до кількох шарів графену. Утворюються графенові уламки розміром більше 20×20 мкм.

Зразки графену досліджуються за допомогою оптичної мікроскопії, мікро-Раман спектроскопії, атомно-силової мікроскопії, Кельвін зондової атомно-силової мікроскопії. Ці методи дозволяють досліджувати структуру поверхні, наприклад, рельєф поверхні і потенціал поверхні.

**Список літератури:**

1. Yu Q., Lian J., Siriponglert S., Li H., Chen Y. Graphene segregated on Ni surfaces and transferred to insulators. *Applied Physics Letters* 93, 113103 (2008).

*Науковий керівник – Назаров О.М., д-р фіз.-мат. наук, професор*

## ДОСЛІДЖЕННЯ ЗАКОНОМІРНОСТЕЙ ТЕЧІЙ В СИСТЕМІ СТАБІЛІЗАТОРІВ ПОЛУМ'Я ПРИ НАЯВНОСТІ ПОЛУМ'ЯПЕРЕКИДНИХ ПЕРЕМІЧОК

В даній роботі наводяться результати математичного моделювання течії пального і окисника в стабілізаторній решітці з полум'яперекидною перемичкою. Велика увага приділяється впливу розмірів перемички на характеристики течії. Розглядаються також можливості застосування полум'яперекидних перемичок з розвинutoю поверхнею.

Одержані результати свідчать, що основні особливості течії пального і окислювача в системі стабілізаторів полум'я за наявності перемички і при її відсутності суттєво відрізняються. А саме, у випадку без перемички, спостерігається одна зона рециркуляції у ближньому сліді за стабілізатором. При наявності ж полум'яперекидної перемички окрім указаної зони за стабілізатором реалізується зона зворотних токів значних розмірів. Слід також відзначити, що за відсутності перемички розміри зони рециркуляції у ближньому сліді стабілізатора є значно більшими, ніж в ситуації системи з полум'яперекидною перемичкою.

Як показали проведені дослідження, наявність полум'яперекидних перемичок спричиняє значну турбулізацію потоку. Так згідно з одержаними даними при ширині перемички  $B_{\text{пер}} = 20 \cdot 10^{-3}$  м рівень пульсації швидкості на границях відповідних зон зворотних потоків досягає 4,5 м/с, а при відсутності перемички не перевищує 3,0 м/с.

Таким чином, наявність вихрової структури в зоні зворотних потоків за полум'яперекидною перемичкою призводить до пригнічення відповідної структури у закормовій області стабілізаторів.

Щодо впливу оребрення перемичок на структуру потоку, то тут можна відмітити наступне. При однаковій загальній ширині гладкої і оребреної перемичок (20 мм) наявність оребрення не тільки не забезпечує додаткову турбулізацію потоку, але навпаки знижує рівень пульсації швидкості в порівнянні з ситуацією гладкої перемички. Причому пульсації швидкості при використанні перемичок з прямокутним і трикутним оребренням виявляються досить близькими за величиною у всій області течії. Відповідно до отриманих результатів математичного моделювання, в умовах, що розглядалися, має місце ефект локалізації впливу форми перемички на конфігурацію зони зворотних токів. У разі перемички з прямокутним оребренням в безпосередній близькості від неї конфігурація зони зворотних токів немов би стежить за формою перемички. Проте вже на невеликому віддаленні від перемички вплив її форми на конфігурацію зони зворотних токів відсутній.

*Науковий керівник – Фіалко Н.М., д-р техн. наук, професор*



УДК 539.19 (043.2)

Сакун Т.М.

Національний авіаційний університет, Київ

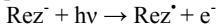
## ДВОКВАНТОВА ГЕНЕРАЦІЯ НОСІЇВ СТРУМУ В ПОЛІМЕРНИХ ШАРАХ З РЕЗАЗУРИНОМ

При проведенні досліджень двоквантового збудження полімерних шарів з барвником класу оксазинових – резазурином (Rez) було виявлено генерацію носіїв струму. При цьому хімічні перетворення були відсутні.

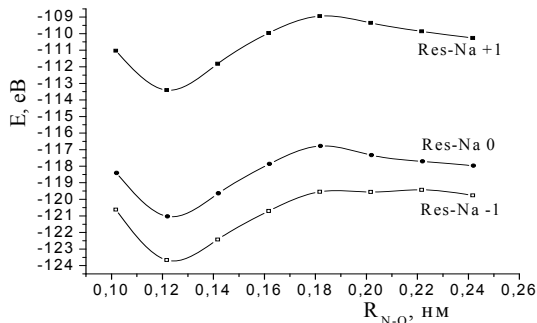
Енергетична структура резазурину і полімерної матриці така, що верхній зайнятий енергетичний рівень резазурину розташований вище за верхній зайнятий енергетичний рівень матриці. При дослідженні процесів у високозбуджених станах резазурину ми використовували напівемпіричні методи квантово-хімічних розрахунків – програми MNDO\д та AM1. При дослідженнях було виявлено, що збудження може реалізуватися при переході електрона не лише з верхнього зайнятого енергетичного рівня (у нас 42) на вищі, а й з нижніх рівнів. При цьому електрон з матриці переходить на місце дірки в барвнику оскільки вищі зайняті рівні матриці виявляються вищими за рівні, з яких перейшов електрон. У свою чергу, електрону зі збудженого енергетичного стану барвника енергетично вигідніше релаксувати на місце дірки в матриці. Оскільки  $E_A < 0$ , то час життя такого стану повинен бути малим.

Для резазурину енергія спорідненості до електрона в основному стані  $E_A < 0$ , але в збудженому стані:  $E^*_A = E_A + h\nu > 0$  – процес енергетично вигідний. Тому відбувається процес перенесення електрона між резазурином і матрицею.

Якщо  $Rez^-$  віддасть електрон, утвориться  $Rez^*$  (радикал), який приєднує від матриці атом Н і стає  $RezH$  – нейтральною формою резазурину.



Розрахунки показують, що атом водню переноситься на  $Rez^*$ , утворивши зв'язок з кінцевим атомом кисню, оскільки таке приєднання є найбільш енергетично вигідне.



Науковий керівник – Кондратенко П.О., д-р фіз.-мат. наук, професор

## УТВОРЕННЯ ЛЕЙКО-ФОРМИ У ВИСОКОЗБУДЖЕНИХ СТАНАХ МОЛЕКУЛ МЕТИЛЕНОВОГО БЛАКИТНОГО

При вивченні фундаментальних закономірностей, відповідальних за процеси, які протікають у високозбуджених станах тіазинового барвника метиленового блакитного, було виявлено, що електрон може переходити між матрицею та барвником.

Дослідження енергетичної структури молекули МБ-СІ і її іонів з використанням програми MNDO/d показало, що сумарна енергія системи барвник-полімер при переносі електрона від матриці до молекули барвника перевищує енергію основного стану на 7,557 еВ, а при переносі від барвника до матриці – 7,738 еВ. Отже, більш ймовірним буде перенос електрона від матриці на молекулу барвника. Такий перенос спостерігається як при двоквантовому збудженні МБ, так і при одноквантовому.

Перенос електрона в протилежному напрямку можливий тільки з високозбудженого синглетного стану. Реально генерація фотоструму та фотонестабільність МБ проявляється при збудженні світлом з  $\lambda < 330$  нм ( $> 3,76$  еВ).

В залежності від форми МБ протонування основної форми  $MG^+$  відбувається по центральному атому азоту. З іншого боку, і відновлена форма МБН, яка є лейко-формою, має найнижчу енергію, отже – це стабільна молекула.

При двоквантовому збудженні фотохімічна реакція відбувається за рахунок перенесення електрона на збуджену молекулу  $MB^+$  з утворенням нейтрального радикалу, який перехоплює з матриці атом водню, утворюючи лейко-форму  $MB_NH$ .

Розрахунки показали, що при двоквантовому збудженні спочатку заселяється  $T_1$  – стан, до якого потім додається квант світла з енергією  $15000 \text{ см}^{-1}$ , тобто, молекула переходить в стан  $T_0$ , який може виступати акцептором електрона, оскільки  $\pi$ -МО делокалізована (отже, перекривається з МО полімерної матриці) а  $\sigma_S^*$ -МО локалізована (не взаємодіє з полімерною матрицею). З'являється можливість перенесення електрона на  $\pi$ -МО з подальшою темною реакцією – створенням **лейко-форми** барвника.



Науковий керівник – Кондратенко П.О., д-р фіз.-мат. наук, професор

УДК 629.7.085.24

Середя В.А.

*Национальный аэрокосмический университет  
им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков*

## ОПРЕДЕЛЕНИЕ ВНУТРИСИСТЕМНЫХ ПЕРЕМЕННЫХ В ЗАДАЧЕ ОПТИМИЗАЦИИ ДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК НАЗЕМНЫХ ПУСКОВЫХ УСТРОЙСТВ

В качестве приоритетного направления оптимизации наземного пускового устройства (НПУ) для запуска беспилотного летательного аппарата (БЛА) выбрано улучшение динамических характеристик. Под оптимальными динамическими характеристиками понимается придание необходимой скорости ввода в полет  $V_{\min}$  БЛА определенной массы  $m_{\text{БЛА}}$  на минимальном участке длины направляющей  $L$  в условиях ограниченной стартовой перегрузки  $n_x$ .

Разработана комплексная газотермодинамическая и механическая сопряженная модель НПУ которая состоит из расширительной машины и гибкой трансмиссии. Модель пневматической катапульты параметризирована с помощью факторной матрицы  $F$ , которая состоит из общих  $\Pi_0$  и частных параметров  $\Pi_{\text{ч}}$ .

$$F = \{\Pi_0, \Pi_{\text{ч}}\} = \left\{ \begin{matrix} R & d_M & \theta \\ T_0 & V_0 & \delta \end{matrix} \right\} \{ \dots \}, \quad (1)$$

где  $R$  – газовая постоянная;  $T_0$  – начальная температура газа;  $d_M$  – диаметр магистрали подвода рабочего тела;  $V_0$  – объем баллона со сжатым воздухом;  $\theta$  – угол пуска;  $\delta$  – угол установки БЛА на направляющей.

В результате численных экспериментов путем однопараметрического изменения (в некотором диапазоне) общих параметров НПУ  $\Pi_0$  получены динамические характеристики. Доминирующие и второстепенные параметры выявлены с помощью правила норм на основании модифицированного критерия могущества ствольных (калиберных и надкалиберных) систем

$$\eta_{\text{ИТМ}} = \frac{m_{\text{БЛА}} V_{\min}^2}{2p_{\text{инд}} \tilde{l} d^3}, \quad (2)$$

где  $p_{\text{инд}}$  – среднеиндикаторное давление;  $\tilde{l}$  – длина расширительной машины в калибрах;  $d$  – диаметр цилиндра НПУ.

Выявлено, что регулирование полезной функции НПУ за счет общих параметров факторной матрицы  $\Pi_0$  оказывается неэффективным, т.к. норма предельных изменений критерия могущества составляет 3%.

Таким образом, в задаче оптимизации динамических характеристик катапульты в качестве внутрисистемных переменных принимаются частные параметры  $\Pi_{\text{ч}}$  за счет глубокой модернизации конструкции трансмиссии или привода НПУ.

**DESIGN, PRODUCTION, MAINTENANCE AND DIAGNOSTICS OF AVIATION  
TECHNIQUE AND GASTURBINE UNITS**

UDC 625.717.02:625.717.2 (043.2)

**Adamenko A.V.**

*National Aviation University, Kyiv*

**THE TECHNOLOGY OF CLEANING THE ARTIFICIAL AIRFIELD  
COVERINGS FROM RUBBER DEPOSITS**

Rubber deposits on a runway creates a dangerous landing situation. Rubber deposits can completely cover runway marking in two days. Therefore, with constantly increasing intensity of takes off and landings, the problems of deposits removal increases, as time, available for cleaning and service of a runway between take off and landing of planes at the airports with high intensity of flights, is counted by minutes.

There are some methods for removal of rubber traces from a surface of a runway. In foreign practice removal of rubber traces is carried out, generally by hydraulic and mechanical methods. However, the problem of rubber deposits removal from the runway surface is actual today.

There are four main ways to fight against rubber deposits on firm coverings: technical, technological, organizational and physical.

Technical method is compulsory removal of rubber deposits from firm coverings of a runway by means of various methods of cleaning.

Technological method is choosing of a runway covering materials and choosing of optimum parameters of a tire protector material.

Organizational method is the organization of the process of aircraft landing, representing itself moving relatively on width or length of a runway point of primary contact the tire firm covering. Sometimes it might be changes in the side of the aircraft landing depending on the wind direction.

Physical method is the using of physical phenomena for search and development innovative methods of cleaning the firm coverings.

The usage of this classification provides the accounting of all known methods and the equipment for rubber deposits removal.

For flights safety it is necessary to clean rubber deposits from a runway covering. Moisture availability on a covering with rubber deposits increases probability of basic decrease in factor of a friction between the chassis and runway.

When thickness of rubber deposits increase the brake way of the aircraft increases, and also increases the necessary time for cleaning the covering to set quality. Ultrasonic method is one of the most effective methods. It is revealed that on the key process parameters of ultrasonic cleaning essential influence by such factors, as moisture concentration degree and extent pollution. To determining the pollution degree, an assessment ultrasonic cleaning process of ultrasonic cleaning surface as depending on extent of pollution the choice of this or that mode of cleaning is necessary. The more extent of pollution, the more time for removal of rubber deposits is needed.

*Scientific supervisor – O.Y.Sydorenko, Ph.D., associate professor*

UDC 629.735.036.3(043.2)

**Bature Benjamin***National Aviation University, Kyiv***MODERN DESIGN AND OPERATION OF TURBOPROP JET ENGINES**

By 1939, scientists had been conducting laboratory experiments with early jet turbine engines. However, due to the large size and impractical fuel consumption, these machines remained in the laboratory setting. Nevertheless, World War II offered significant financial and military incentives for the advancement of jet engines. In Germany during the War, Hans von Ohain used his jet engine to power Ernst Heinkel's small aircraft – the Heinkel He178. In late 1939, the flight of this airplane became the first practical use of jet engines. Simultaneously, in England, Sir Frank Whittle was testing his jet engine, the W1. After the Gloster Aircraft Company created their small experimental aircraft, the W1 made its first flight in 1941. In history, both Hans von Ohain and Frank Whittle are recognized as the inventors of the jet engine.

Reciprocating engine: this type of engine was the first type of concept that was used in the earliest aircrafts. The whole air-intake, compression, combustion, output and processes were done within the engine by the use of pistons. The reciprocating engine consisted of some major components namely: piston, cylinder, crankshaft, valves, plugs and crankcase.

Turboprop engine: this particular type of engine is made up of different elements which work simultaneously but independently to produce the final thrust needed to accelerate an aircraft. The first element which is the PROP is basically used for the intake of air at varying speeds depending on the regulation by the pilot.

Turbojet engines: in this type of engine, the principle is same as the turboprop but the intake of air is done by small blades at the entrance of the engine. These blades are set in an angle where the rotation of each blade is able to absorb as much air as needed. About 25% of the air taken in is moved into the first set of compressors (low pressure) before moving again to the high pressure compressors where there is an increase of pressure. After this stage, the pressurized air is taken into the combustion chamber where there is a fuel burner and the process of combusting the air takes place. The temperature of the the combusted air is high at this stage so special types of metals are used (basically titanium and some alloys). The combusted air is then shot out through the nozzle of the engine at a high acceleration and pressure which gives the aircraft its thrust. The other 75% of the air goes through the by-pass which helps to cool the combusted air through out all these process.

Ramjet Engine: this is another type of engine but not so popular as the other types. This type of engine works on the same principle as the rest. Here both the inlet and outlet of the engine is streamlined to allow the fast intake and output of gas.

*Scientific supervisor – T.P. Maslak, Ph.D., associate professor*

## **AIRCRAFT GROUND DE/ANTI-ICING**

Aircraft Ground De/Anti Icing procedures serve three purposes: removal of any frozen or semi frozen moisture from critical external surfaces of an aircraft on the ground prior to flight; and/or, protection of those surfaces from the effects of such contaminant for the period between treatment and becoming airborne; and/or, removal of any frozen or semi frozen moisture from engine intakes and fan blades and protection of external surfaces from subsequent contamination prior to takeoff. It should be noted that fan blade ice which may be accumulated after the pre-start visual inspection, including whilst the engines are running at low thrust prior to take off, is removed by following prescribed engine handling procedures. First of all, the aircraft must be inspected for signs of contaminant already adhering to surfaces and where found on surfaces which must be free of contaminant, it must be removed using suitable deicing ground fluid.

Secondly, the prevailing weather conditions must be assessed. If further adherence of contaminant to the airframe surfaces is currently occurring or anticipated prior to the time at which it is expected that the aircraft will get airborne, then a suitable ground anti-icing fluid should be applied. In both cases, the time after the start of fluid treatment from which protection is provided by the fluids applied depends upon the prevailing conditions. The fluids are designed to shear off the aircraft surfaces to which they have been applied no later than the point at which the aircraft becomes airborne. This means that the ground application of fluids has no effect upon the risks which arise from the accretion of frozen deposits on the aircraft at any time after take off. The aerodynamic effectiveness of an airframe requires that it begins flight with critical surfaces free from contamination by frozen or semi-frozen moisture. This is called the clean aircraft concept.

Failure to remove contamination from an aircraft and/or to protect it from acquiring further contamination before it becomes airborne may result in sudden loss of control at or shortly after take off. In the case of aircraft with rear mounted engines, any ice on the inner wings of an aircraft at take off may be shed and ingested into the engines causing a partial or total loss of thrust. Intake duct deposits and engine blade deposits may detach and be ingested by the engine(s) during the subsequent application of high power settings for takeoff, with consequential adverse effects on engine operation, and possible flameout.

To protect against loss of control, the following precautions should be taken prior to flight in weather conditions which are or have recently been conducive to ice accretion: A thorough inspection of all the airframe critical surfaces to establish if any existing contaminant is present; the prevailing surface temperature of the aircraft skin is as important as the prevailing Outside Air Temperature (OAT).

*Scientific supervisor – V.V. Varyuhno, Ph.D., associate professor*

UDC 656.065.3:629.735(043.2)

**Gretchenko O.V.**

*National Aviation University, Kyiv*

## **DEVELOPMENT OF AIRCRAFT DIRECT FUELLING SYSTEM**

Timely delivery of the correct, clean and dry fuel to the aircraft is one of the most important points of airport operations. On the quality of fuel, lubricants, oils and greases depends flight safety, and therefore the protection of human lives. Generally it is difficult to overestimate the role and importance of aircraft fueling in civil aviation. Operating experience of the aircraft has shown that use of refuellers becomes uneconomical and complicated with growth of fuel volumes for aircraft fuelling. Therefore today the direct fuelling systems are usually found at busy, medium to large airports. Direct fuelling is fast, efficient, safe and can be used for almost all transport-type aircraft. In some busy airports, direct fuelling systems are quite complex and far reaching and can serve over one hundred aircraft simultaneously.

Direct fuelling system is a network of underground piping that delivers fuel from the tank farm complex to aircraft positioning at passenger terminals and aircraft parking aprons. The fuelling system comprises distribution tanks of tank farm, set of pumps operating in parallel, set of filters/separators for water and mechanical impurities removal, appropriate flow control valves. Strainers should be used to protect the pumps. The pumps and filters are typically installed as sets on a manifold. This arrangement will ensure the flow capacity of the filter elements is not exceeded. A flow control valves should be used to regulate the flow through each set. The pump and filter manifold system will be provided with sampling points for fuel quality check. Thermal reliefs shall be provided for any sections of piping to protect against expansion pressure.

The tank farm can often be located by long distances from the fueling apron. The system layout and distances influence on the pump size and piping size. Therefore each individual airport must be thoroughly evaluated to determine the proper pressure rates and flow capacity required of system. The hydraulic analysis should be performed to determine the appropriate pump parameters and line size.

The underground piping network includes individual fuelling hydrant pits situated at the apron area connected to the parked aircraft. Hydrant pit valves are used and located on the fueling apron to connect the fuel servicing vehicle or cart to the hydrant system. The fuelling vehicle or cart provides the connection between the system and the fuelling point on the aircraft. Such special fuelling vehicles should be provided with metering, filtration and pressure control valves to safety control the fuel flow into the aircraft. The fuelling vehicle or cart shall be equipped with dead-man type system to stop the fuel flow in emergency situations.

So, planning an aircraft direct fuelling system requires careful consideration of the many factors affecting the effectiveness of fueling process. Factors to be considered includes the types of aircraft to be served, the volume of air traffic, location of tank farm and fueling apron.

*Scientific supervisor – M.S. Storozhenko, Ph.D., associate professor*

UDC 629.735.3036.34:001.891.53(043.2)

**Gretchenko O.V., Gyza I.S.**  
*National Aviation University, Kyiv*

## RESEARCH OF TECHNICAL CONDITION OF ENGINE AI-25

Technical condition of bypass gas-turbine engine AI -25 in most cases is determined by value of parameters, which are measured with the help of onboard control devices of ground power unit work.

AI -25 – is bypass gas-turbine engine design by A.G. Ivchenko designed for installation on the Yak-40. First stage of turbine – is high-pressure turbine which rotates rotor of high pressure compressor and the drive system. The second and third stages - is the low pressure turbine which rotates rotor of low pressure compressor. This engine has a lot of advantages: high reliability, high fuel efficiency, a high level of dynamic stability to external irritant, minor labor and time for maintenance, minimum life cycle costs.

Value of measured parameters of gas turbine engine depends on environmental condition, quality of engines fuel-control device regulation and their technical condition.

Besides, value of measured parameters is essentially influenced by initial engine's state which depends on quality of their manufacturing and repair. That's why absolute values of measured parameters are not informative enough for diagnostics of engines technical conditions.

It is necessary to analyze the change of engine operating time parameters, which are modified to the condition of standard atmosphere for increase of the technical condition control effectiveness.

Experimental data:

$P_H^* = 735 \text{ mm Hg}$

$T_H^* = +2 \text{ }^\circ\text{C}$

Operating time= 2300 (hour)

$n_{\text{FHPC}} = 92,8\%$  - according to logbook

$n_{\text{FHPC}} = 92,4\%$  - determined in the result of the experiment

$T_g$  (past the turbine) = 420  $^\circ\text{C}$  - determined in the result of experiment

LPC= 63%

T at control testing = 418 - according to logbook

So, we have compared the received results with the logbook and can say that engine can be exploited further, as the excess is allowable according to  $T_g$  (past the turbine) and  $n_{\text{FHPC}}$

*Scientific supervisor – O.I. Bogdanovich, Ph.D., associate professor*



UDC 629.735.015.3(043.2)

Gyza I.S.

National Aviation University, Kyiv

## THE USAGE OF AIRFIELD COVERING DEICING TECHNOLOGY

In winter season the problem of rising the safety degree in airport is very relevant due to the occurrence of snow-and-ice formations on the airfield covering and decreasing of the adherence of the aviation ground equipment wheels and aircraft chassis with it. Airfield covering is considered to be serviceable in the absence of foreign objects, precipitation layer on it's surface and in the case when it provides necessary adherence of aircraft wheels with airfield pavement, sufficient for effective braking on the runway.

There are 6 types of snow removal machines that are used for the airfield maintenance in winter: plough, sweeper, rotational, scraper conveyer, vacuum, thermal machines and deicing agent distributors. The cleaning technology includes 2 types of work: airfield cleaning from snow and glazed frost removing or prevention by the usage of thermal machines, salt and chemical reagent distributors. However usage of new technologies can reduce number of used technical equipment.

Different types of snow-cleaning machines are intended for cleaning the airfield covering from the new-fallen snow. With the help of these machines and in accordance with their constructional features snow is removed or thrown aside. The chemical reagent distributors are used together with snow-cleaning machines. There is a great number of salt mixtures and chemical reagents types.

Modern used deicing agent mustn't increase the ecological loading on the natural environment, mustn't have toxic action on human being and on animals, cause the increase of aggressive influence on metal, concrete, leather and rubber. Acetate and formate such as potassium salt, natrium chlorine and natural mineral bischofite are used for ice control of airport runway. However there are confirmations that modern used facilities represent serious danger for the integrity of the runways or cause significant harm to the environment. In order to decrease the volume of used reagents it is necessary either decrease the thickness of snow covering or use it until the formation of icing during the precipitations. This requires the accurate weather forecast..

That's why it is suggested to use the technology based on preventing the formation of high snow covering and preacting the airfield covering processing by chemical deicing reagent before the ice formation or during the appearance of ice and snowfall. Given technology is not new and is well-known, but it wasn't used for a long period of time because of incorrect weather forecast. New effective monitoring of the environment allows to use it effectively.

Investigation results have shown that the appliance of technology preacting the ice formation decreases general sum of chemical reagents used for winter on 20-30%. And usage of liquid reagents allows to realise the possibilities of new technology fully.

*Scientific supervisor – O.Y. Sydorenko, Ph.D., associate professor*

**THE FEATURES AND PHENOMENA OF MSD IN AVIATION STRUCTURES**

The problems of aircraft fatigue cracking have been following the aviation industry since a propeller shaft fatigue failure delayed the first flight of the Wright Brothers' airplane at Kitty Hawk. The history of fatigue problems in aircraft fuselages dates back to the early days of pressurized cabins.

Today's highly competitive environment in the commercial air transportation business instigates airline companies to continue operating their aircrafts beyond the original design life, as long as the maintenance ascertaining their safe operation is more cost-effective than the investment into new aircrafts.

Most aircraft fleets nowadays are operating under the concept of damage tolerance, which requires an aircraft to have sufficient residual strength during the interval of service inspections.

The awareness of the subject of the aging aircraft was intensified after 1988, when a 19-year old Boeing 737 operated by Aloha Airlines had a structural failure. The examination of the remaining structure revealed the presence of multiple fatigue cracks in the upper row of rivet holes of the fuselage skin lap joint – a phenomenon referred to as multiple-site damage.

Multiple Site Damage (MSD) is a source of widespread fatigue damage characterized by the simultaneous presence of fatigue cracks in the same structural element (*i.e.* fatigue cracks that may coalesce with or without other damage leading to a loss of required residual strength).

The methods of MSD monitoring, which is period that could be used in a number of situations where MSD/MED crack growth is detectable before the structure loses its required residual strength.

Areas susceptible to MSD/MED Susceptible structure is defined as that which has the potential to develop MSD/MED. This structure has the characteristics of similar details operating at similar stress levels where structural capability could be significantly degraded by the presence of multiple cracks;

The future of that widespread problem. Since that problem is actively investigated and there are a lot of methods and new technologies for its prediction, the number of accidents will be considerably decreased

*Scientific supervisor – S.R. Ignatovich, Dr. of science, professor*

UDC 656.6:656.065.3(043.2)

**Kostiuk Y.P.**

*National Aviation University, Kyiv*

## **METHODS AND SYSTEMS OF LEAKAGE DETECTION IN AIRCRAFT HYDRANT FUELING SYSTEMS**

Hydrant fueling systems nowadays are widely used in the world's largest airports. Older hydrant fueling systems were constructed of single-wall pipe without leak detection systems while nowadays every system must be equipped with leak detection facilities. As the pipelines are under ground surface the problem of leak detection and location is quite difficult. For this purpose several types of systems with different operation principles were developed.

There are two certified leak detection systems for hydrant fueling lines that can be built in and programmed for periodic testing. The German Hansa system uses a pressure test while the Vista Research system uses on a volumetric test. Both systems take into account the temperature change due to system testing at two different pressures.

The Vista test is a static test similar to a pressure one, but instead of letting the pressure to drop the system keeps it constant and measures how much liquid volume should be added or removed from the system to keep the pressure constant.

Hansa system makes tests under high and low pressures and measures pressure change instead of volume change. Hansa system tests system just in 45 minutes, so the test can be carried out every day if needed.

Hansa and Vista systems can detect leak but they cannot determine its exact location, so other technologies are used for this purpose. Vista is working on an acoustic system or "a high tech listening system". Another approach to leakage location determination is usage of Nitrogen and Helium injection into a pressurized line. After 8 to 24 hours a special pump with a probe can detect Helium above the underground pipelines.

TraceTek Leak Detection and Locating system combines leak detection and location technologies. The most important element of this system is a sensing cable installed inside slotted PVC conduit along a buried hydrant pipeline that can detect a small fuel leak and identify its location with high accuracy.

Modern hydrant fueling system must provide not only uninterrupted supply of fuel to the aircraft but also ensure safe operation and detect leaks in case of their occurrence. Modern hydrant fueling systems take more into account environmental concerns, leak detection, corrosion control. They provide detection of extremely small leaks in such a way preventing environment from pollution as well as decreasing charges due to fuel leakage.

*Scientific supervisor – M.S. Storozhenko, Ph.D., associate professor*

**TYPES OF METALS FRACTURE AND REASONS OF THEIR APPEARANCE**

The quality of manufacture and assembling of steel structures, and their technical operation requirements are regulated by the state and industry documents. However, due to imperfect rules and design errors, poor quality of manufacture works and assembling of structures, irregularity of operating rules 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. Imperfections produced during operation - damages. Mostly, damages appear in case of developing of the defects. They arise and evolve over time and depend on the age and intensity of impacts.

Depending on the effect causes defects can be divided into:

- 1) mechanical defects– such as cracks, buckling, warping and abrasive wear;
- 2) temperature defects- buckling and destruction of elements at high temperatures, brittle cracks at low temperatures, damage of the protective coatings in case of heating;
- 3) chemical and electrochemical defects- corrosion of the metal and the destruction of protective coatings.

Fatigue is a major concern for engineers who wish to insure the longevity of a product under stress. Overworking may be the result of over-manipulation during production time or the result of excessive use by the consumer. Fatigue begins when the surface of the metal develops a deformation. Cracks work their way into the metal from these surface deformations. As these cracks develop, the metal actually tears apart. If undetected, a crack may eventually cause catastrophic failure by a fracture mechanism.

Fracture occurs when the metal experiences stress that exceeds its yield strength. Fractures occur as two different types, ductile fracture and brittle fracture. Brittle fracture occurs when the metal doesn't yield before it breaks. Instead of the sheets of atoms in the metal sliding over each other as occurs in deformation, when stressed, the sheets of atoms pull completely apart. This type of fracture most often occurs in metals that are extremely hard. Brittle fracture almost always occurs at low temperatures.

Ductile fracture is the most common type of fracture in metal. Unlike what occurs in a brittle fracture, the metal yields before it breaks in a ductile fracture. The peak stress a metal can withstand before it breaks is called tensile strength. Ductile fracture is caused by the stress exerted on the metal actually work hardening the metal as it yields, cracks from fatigue develop, and then these cracks propagate very rapidly through the metal until complete failure occurs.

*Scientific supervisor – A.Y. Yakobchuk, Senior teacher*

UDC 620.168 (043.2)

**Pareyko M.V., Colomiyets R.O.**  
*National Aviation University, Kyiv*

## ADVANCED TiB<sub>2</sub>-BASED COMPOSITE MATERIALS

Titanium diboride (TiB<sub>2</sub>) is well known as a ceramic material with relatively high strength and durability as characterized by the relatively high values of its melting point (2900 °C), hardness (33 GPa), density (4.52 g /sm<sup>3</sup>) and high oxidation resistance up to 1000 °C. However, TiB<sub>2</sub> exhibits poor sinterability and relatively low fracture toughness, that limits its industrial application.

Compositing is a possible way to avoid some of these problems. Because of titanium diboride fragility it is rationally to apply it together with metallic binder. The wettability plays an important role in the fabrication of metal-ceramics composites. Good wetting and absence of chemical interaction between ceramics and metal alloy are the main requirements to produce composites with the desirable mechanical properties and wear-resistance.

Iron and nickel alloys with the additions of the interface or surface active components are widely used as binders in ceramic-based composites because of their plasticity and cheapness. Therefore at Ukrainian Institute for Problems of Materials Science some wear-resistance TiB<sub>2</sub>-based composite materials have been developed taking into account the wetting behavior and contact interaction between refractory boride and metal alloy.

The TiB<sub>2</sub>-based composites with Fe-Mo binder have been obtained as wear resistant materials in abrasive medium. It has been determined that TiB<sub>2</sub>-(Fe-13%Mo) system prove to be an optimum for the new cermets production because of good wetting and minimal interaction between components. The developed composite materials of TiB<sub>2</sub>-(Fe-13wt%Mo) system have the heterogeneous structure consisting of the matrix, the latter being reinforced with the borides inclusions. The hard boride grains sustain the action of abrasive particles and increase wear-resistance.

The TiB<sub>2</sub>-SiC composite materials with Ni-20mas.%Cr binder have been developed for dry sliding friction conditions. The structure of new (TiB<sub>2</sub>-SiC)-(Ni-Cr) cermets is heterogeneous and consists of titanium boride grains and metal bond that represents silicon solution in nichrome. It is possible by the amount of metal binder content to influence on oxide films thickness in cermets and to operate on their wear-behavior under dry sliding friction.

The developed TiB<sub>2</sub>-based composite materials with (Fe-Ni-Al) and (Fe-Cr) binders have been used for deposition of protective coatings on the cutting tools. It has been established that wear behavior of composite materials depends on the amount of metal binder as well as its composition: small amount of plastic cobalt binder facilitate cutting properties rather than big amount of metal binder is good for sliding friction

*Scientific supervisor – M.S. Storozhenko, Ph.D., associate professor*

UDC 539.431 (043.2)

**Sokolovskaya A.B.**

*National Aviation University, Kyiv*

**ECONOMICAL PROSPECTS OF UAVS GROUND SUPPORT SYSTEM FORMATION**

Unmanned Aerial Vehicles (UAVs) are the most innovative and cost effective transport technology for civil aviation operations and services performance. It is an aircraft which is operated without pilot performance on board, i.d. automatically. The main civilian spheres of UAVs use are aerial photography, agricultural needs, road monitoring. It is necessary to provide the suitable UAVs ground support system for these operations performance.

UAVs ground support system includes such elements as Ground Control Station (GCS), Ground Data Terminal (GDT) and Ground Support Equipment (GSE). GCS is the hub of an unmanned aircraft system. It is what processes the incoming data and sends control instructions to the aircraft. A typical ground control station (GCS) will envelope three main functions: mission planning, mission control and data manipulation.

Ground Data Terminal (GDT) consists of ground data terminal antenna with scissor jacks that provides the data links between the ground control station and air vehicle.

Ground Support Equipment (GSE) contains the UAVs operator work performance and correspondent hardware and software for received information processing. For example, for aero photo maps processing such programs as Digitals, ArcGIS and AutoCAD are generally used. The main part of GSE is the portable laptop with GPS navigator and antenna. It can be used every PC with such requirements: the frequency of the processor - at least 1.5 GHz, RAM - at least 512 MB, screen resolution - better than 1280 x 1024, free space on your hard drive - at least 100 MB. Thus, the economic efficiency of UAVs ground support systems depends on the costs of hardware and software for UAVs operations performance.

*Table 1.*

Economical indicators of PC and software (Digitals) for UAVs operations

| <b>Economical indicator</b>         | <b>PC</b>  | <b>Digitals</b> | <b>Σ</b> |
|-------------------------------------|------------|-----------------|----------|
| Permanent cost of equipment         | 400-2000\$ | 1000\$          | 2000\$   |
| Level of tear of equipment per year | 100\$      |                 | 100\$    |
| Average year cost of the equipment  | 1000\$     | 500\$           | 1500\$   |
| Amortization per year               | 50\$       | 25\$            | 75\$     |
| Price per exploitation (one day)    | 50-100\$   | 500-1500\$      | 1100\$   |
| Σ                                   | 2175\$     | 2525\$          | 4700\$   |

According to the listed information the price for suitable UAVs ground support operations is less than 5000\$. It is very small price in comparison, for example, with cost of one UAV - 2500-15000\$. Thus, the development of UAVs ground support stations in Ukraine has a lot of economical advantages.

*Scientific supervisor – S.S. Yutskevych, Ph.D., assistant*

UDC 62-135.044.15(043.2)

**Truba V.S.***National Aviation University, Kyiv***WAYS OF INCREASING THE EFFICIENCY OF THE POWER PLANT BASED ON AIRCRAFT GTE**

At present time, an increasing number of the power plants of terrestrial power stations and surface ships of fleets of the development countries are equipped with gas – turbine engines as the main drive. Gas – turbine engines are a part both single gas – turbine power plants, and combined a diesel – gas – turbine power plant.

Significant progress in gas-turbine engines will make at the expense of development of new heat resisting materials and coverings, and also ways of cooling of hot parts of engines. The main advantages of the GTE are: high profitability, large aggregate powers at small weight and dimensions, adaptability to automation, high reliability, simplicity of a design and maintenance, high manufacturability, the possibility of unit repair.

The gas turbines are the greatest means to generate mechanical power. Gas turbines have been successfully working in large scale to generate the electricity, whereas gas turbine ensures superior thermal efficiency as compared to steam turbine. Different means have been employed by a lot of researchers to get better thermal efficiency of the turbines, particularly the gas turbine. One of the means is to increase the gas-turbine inlet temperatures and decrease the compressor inlet air temperatures, this mean increase the peak cycle temperature ratio.

More often convertible GTE are created on the basis of the aircraft engines belonging to the previous generations, therefore, of possessing modest parameters of working process, high temperature of exhaust gases and rather low effective efficiency about 25 ... 30 % .

Modern gas-turbine engines as a part of GTU have efficiency of 40–45% thanks to the big extents of increase of pressure in the compressor (30 for power and 40 for aviation) and high to gas temperatures in the inlet of the turbine (1260 °C).

Now most fully the technical and thermodynamic capabilities realize gas-turbine engines in power steam-gas installations. In the complete combined thermodynamic cycle of Brayton – Rankine most effectively (with the greatest efficiency) opportunities high-temperature under water of thermal energy to a working environment (gas part of a cycle) and its low-temperature branch in steam part are energetically used at condensation of water vapor. Such power installations by optimization of parameters of both parts of a thermodynamic cycle in a condensation operating mode at the rated power can have efficiency more than 60% that is unattainable separately neither gas-turbine, nor a steam turbine installations.

*Scientific supervisor – I.I. Gvozdetskiy, Ph.D., associate professor*

UDC 656.714:624.144.55(043.2)

**Turovets V.V., Lavrenyuk O.E**  
*National Aviation University, Kyiv*

## **THE APPLICATION OF THE UNIVERSAL AIRCRAFT TUG**

Independent movement of the aircraft on the airfield reduces resource of its engine (start warming up, taxiing, stop) and other power units. Towing the aircraft (AC) is the movement of aircraft along the surface under the influence of external forces. In the most cases, for towing is used rigid connection as the tow bar, which is attached to the nose of the landing gear of the aircraft. Flexible coupling is used to pull the aircraft from slimy ground, and in case when the efforts on the nose landing gear can exceed the value of design constraints .

Nowadays, the Ukrainian airports are mainly used special pushback tractor of different manufacturers. However, the intensity of the air traffic at the most airports is less than in the major European cities, it is proposed to use for towing the aircraft universal type TALET 30. The usage of this type of special equipment can significantly reduce the airfield car park because it is possible to use this type for towing cargo trolleys and other non-powered airfield units.

Universal aviation tractor and the aviation equipment that are providing service of the airports with the help of the TALET 30 is designed for moving and towing all types of planes and helicopters up to 50 000 kg on concrete and asphalt surfaces of the airfields and with the weight up to 20,000 kg on the fenced grassy surfaces. Also it is designed for towing of service equipment on attached and non-attached airport surface.

Especially actual application of this unit is made in the airfields of local airlines, private airfields and airfields with low intensity of passengers and cargo transporting , at the temporary airfields. In such circumstances, TALET 30 can successfully replace equipment for winter and summer service of the airfield pavements, including snowblower with the special design of traction suspension.

When we are using a three-point suspension with additional devices (snow sock, snow cutter, rotary mower, sweeper spade) tractor is able to carry out cleaning of parking spaces from the snow and loose dirt, and make cleaning of the technical spaces of the airfield. Thus, these features and equipment of the tractor allows to use it on military and civil airfields, and can lead to significant cost savings, related to the content of the special ground equipment.

*Scientific supervisor – O.Y. Sydorenko, Ph.D., associate professor*



UDC 629.331.5:62-622 (043.2)

Vladimirova O.O.

National Aviation University, Kyiv

## PERSPECTIVE OF USAGE HYDROGEN AS AN AUTOMOBILE FUEL

Many decade people want to change automobile and other heat engine by hydrogen or half board.

Hydrogen is an effective accumulator of energy. Using hydrogen in different envirement as a fuel, which can give greater deposit into the world energy, when resources of using fuel will be simultaneously to the full starvation. Hydrogen as a motor oil have some aspects which are different from the other types of fuel. Using of the hydrogen can organize a new work process of internal combustion engine, upgrade their fuel economy and decrease quantity of exhaust gases.

Hydrogen cars are divided into two groups:

- by type of power plant (the internal combustion engine, the Stirling engine, the electric motor for fuel cell);

- by way of storing hydrogen (cylinder, cryogenic, metal hydride).

Many automakers, such as BMW, Ford, Nissan, Honda, Hyundai, Mazda and others are develop hydrogen-powered models of car.

Now hydrogen car design includes cryogenic tank with liquefied gas and advanced internal combustion engine (BMW Hydrogen 7) or compressed gas cylinders and electric motor on fuel cell (Nissan FCV).

Table 1.

Consider the basic characteristics of hydrogen-powered cars.

| Parameter                                  | BMW Hydrogen 7                 | Nissan FCV          |
|--|--------------------------------|---------------------|
| Engine                                     | internal combustion            | electrical, AC      |
| Working volume, sm <sup>3</sup>            | 5972                           | —                   |
| Max power, hp/kW                           | 260/191                        | 122/90              |
| Max torque, Nm/rpm                         | 390/4000                       | 280/0—2800          |
| Transmission                               | automatic, 6-gear              | absent              |
| Battery fuel cell power, kW                | absent                         | 90                  |
| Rechargeable battery                       | absent                         | lithium-ion         |
| Fuel                                       | gasoline or liquefied hydrogen | compressed hydrogen |
| Maximum presuure in the hydrogen tank, atm | 5,1                            | 350 (700)           |
| Petrol tank capacity, l                    | 74                             | absent              |
| Cruising range, km                         | 500+200                        | 370 (500)           |

Some carmakers produce vehicles that work on both gasoline and hydrogen due to poor hydrogen infrastructure.

Using hydrogen as a fuel will be economy only when manufacture will be cheep, for example, as atomic energy of atomic station in not overload mode of work and refreshing source of energy (wind, solar).

The main advantages of using hydrogen fuel are ecological cleanness, unlimited and renewable of raw material stocks.

Scientific supervisor – V.V. Tokaruk, Assistant

UDC 620.168.1.08(043.2)

**Voznenko S.S., Didenko O.V.**  
*National Aviation University, Kyiv*

**COMPARATIVE ANALYSIS OF TENSILE TESTING OF NEW COMPOSITE MATERIALS**

Capacity use of composite materials in the construction of modern commercial aircraft (Boeing 787 and Airbus 350) has reached and even exceeded 50%. Anisotropic composite materials have significant differences and characteristics in different directions. That is why the correct determination of mechanical characteristics in the design stage and production is an important task.

In the process of international cooperation appears a problem of standardization of many aspects of mechanical properties of composite materials. A different testing processes, shapes of specimens, as well as unit increases errors and differences. Therefore, in order to harmonize standards, namely GOST 25.601-80, ASTM D3039/D3039M and ISO 527, was conducted tensile tests of two types of textile reinforced composite materials with a complete record diagrams until the failure, with the help of strain gauges.

Tests were conducted using specimens from polypropylene matrix reinforced with fiberglass. Getting results conducted by recording tensile test diagram using strain gauges. As a result of the tests was determined Young's modulus and Poisson's ratios for each pair. The analysis of data was made for compliance with GOST, ASTM and ISO.

To test was used universal tensile machine with hydraulic grips. During tests, was conducted observation, that if the grips were equipped with raised surface - force applied is distributed on a larger area, resulting in a reduction of stress concentrators. Moreover, it is necessary to perform centering of the specimens for correct determination of mechanical properties, and behavior of the material.

The obtained values of the elastic modulus and Poisson's ratios showed a good correlation between them, which is in the range  $5 \div 10\%$ . Testing the same specimens were carried out according to methods GOST, ASTM and ISO, and was a comparative analysis of the results. This analysis gave us possibility to make some conclusions about harmonization of standards.

*Scientific supervisor – V.V. Astanin, Dr.of science, professor*

UDC 62-135.044.15(043.2)

**Yakimenko D.E.***National Aviation University, Kyiv***CHOICE OF GASEOUS FUEL NOZZLES FOR GAS TURBINE PLANT**

The main problem which should be solved when aircraft gas turbine engine is transferred for operation with natural gas is the replacing nozzles, which feed the fuel. It is known, that aero dynamics of moving fuel mixture components, plays a decisive role in the patterns of turbulent flames distribution. Research, developed by V.A. Khristich and staff at the Kiev Polytechnic Institute have shown the effectiveness of systems of jet diffusion burning of gas, providing high intensity of mixing and combustion. Because different types of frontline devices create different structures of primary air flow, that is why it is created the question about the type of jet fuel gas that would satisfy in each case optimality conditions of the process in the combustion chamber.

Hydrodynamic flow structure inside the combustion tube is dramatically changed when spray of liquid centrifugal nozzle is replaced by any torch for gas. This changes the temperature profile at the inlet of the turbine, the local overheating of the combustion tube material, the formation of undesirable recirculation zones that contribute deposits, change pattern mixing fuel with air, resulting of which, as you know, is the low completeness of combustion. The completion of combustion chambers is usually produced by experimentally way, cause of the complexity of the calculation of this process.

In Kuibyshev Aviation Institute, a series of fire tests of the cannular combustion chamber of gas turbine aircraft engine with various types of gas nozzles was performed. The aim of the tests was to compare influence of different types of jet fuel that can be used when converting the engine for operation with gas fuel on their strengths and effectiveness.

Each aircraft GTE carefully accounted for bond liquid fuel, so it requires no less careful: working out in translating it into low-grade liquid fuel or natural gas. Especially in the case of interest, when the main task is to change only nozzle at a constant combustion chamber. We can achieve a certain freedom of choice type of nozzle, under developing of nozzles in transmission the gas turbine engines for natural gas, because the high performance of the combustion chamber can be achieved by applying each of the studied species torches of burning gas. It should be borned in mind that centrifugal nozzles have quite significant advantages over other types.

*Scientific supervisor – I.I. Gvozdetskiy, Ph.D., associate professor*

**OPTIMIZATION OF TRANSIENT PRICES OF THE VOLUME PUMP  
PRESSURE STABILIZATION DEVICE**

There was comprised hydraulic pressure redactor in the stabilization device construction for improvement of the system dynamic capability, that was the improvement item regardless of the facts of damping; direct circuit amplification. This constructive measure enters additional parameters such as pressure decline (damping) coefficient into the mathematical description of the process. It describes process of pressure decreases as the result of liquid discharge increase. Transient processes quality doesn't be able to be enhanced by entering the throttle element in the stabilization device line.

There were got piston shifting transfer function (TFP) & delivery line pressure transfer function (TFP) of the system carrying out the Laplas performance of continuity equation, force equation basic cascades.

TFP transfer function optimization is made by way of keeping of frequency amplitude regularity & linearly of the principle range (according to Nikeviest diagram).

Dynamic system principle parameters such as natural circular frequency, damping decrement & exponential damping decrement have been defined in accordance to TFP optimization results.

Pressure transfer function is defined with the use of basic piston shifting function supposing the dependence of TFS & TFP.

Shifting transfer function analysis shows small leap of the first half-wave, rapid damping of fluctuations, low time of regulation.

Pressure function analysis shows intensive fluctuations damping. Maximum pressure leap satisfies the normal limits.

*Scientific supervisor – V. S. Butko, Ph.D., associate professor*

**АЕРОДИНАМІКА ТА БЕЗПЕКА ПОЛЬОТІВ**

УДК 629.735.015.3(043.2)

**Алексєнко С.І., Макарчук М.В.**

*Національний авіаційний університет, Київ*

**ДОСЛІДЖЕННЯ ГЕНЕРАТОРІВ ПОВЗДОВЖНІХ ВИХОРІВ  
В АЕРОДИНАМІЧНІЙ ТРУБІ ДОЗВУКОВИХ ШВИДКОСТЕЙ**

Генератори повздовжніх вихорів створюють упорядковане обтікання крила гвинтовим потоком, який призводить до збільшення критичного кута атаки та поліпшення повздовжніх моментних характеристик крила кінцевого розмаху.

Затягування критичних кутів атаки є важливим питанням з точки зору безпеки польотів. Цікавим способом затягування критичних кутів є турбулізація примежевого шару. Як відомо турбулентний потік є енергоємнішим за ламінарний, а як наслідок стійкішим до відриву. Проте найбільш стійкішим являється організований вихровий потік.

Об'єктом дослідження стали генератори повздовжніх вихорів. Вони представляють собою утворення різних конфігурацій на передній кромці крила.

Метою дослідження став пошук оптимальних розмірів та конфігурації утворювачів повздовжніх вихорів.

Дослідження проводились на базі аеродинамічної труби УТАД2. На трьохкомпонентних вагах АВМК, оснащених тензометричною системою вимірювання. Також проводилось вимірювання розподілу тиску по профілю, за допомогою дренавної моделі крила кінцевого розмаху. Візуалізація проводилась за допомогою шовквинок.

У результаті досліджень були отримані значення аеродинамічних коефіцієнтів підйомної сили, опору та повздовжнього моменту, та отримані їх залежності від кута атаки при різних числах Рейнольдса. При порівнянні з продувками чистого крила, помічено зростання критичного кута атаки, більшої плавності кривої  $C_{y\alpha} = f(\alpha)$  після досягнення акр. Крива повздовжнього моменту від кута атаки зберігає лінійну залежність до відриву потоку. Важливою властивістю генераторів повздовжніх вихорів є зменшення петель гістерезису. При дослідженнях асиметричних генераторів вихорів, візуалізація показала скошення основного потоку за ними.

Генератори повздовжніх вихорів необхідно використовувати для підвищення безпеки польоту на великих кутах атаки, а також для затягування відриву на механізації крила. Ефект зкошування потоку відносно крила можна використати на прямих та стріловидних крилах, а також для зменшення кінцевого вихору на крилах. Генератори вихорів доцільно використовувати у вітроенергетиці, модернізації гвинтів вертольотів та при вирішенні різних задач промислової аеродинаміки.

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

УДК 629.3.015.3(043.2)

**Бабалиев Б.М., Какалиев Б.Б., Бердимуратов М.Н.**  
*Национальный авиационный университет, Киев*

**ИССЛЕДОВАНИЕ СТРЕЛОВИДНОГО КРЫЛА С НАПЛЫВАМИ  
НА ПЕРЕДНЕЙ КРОМКЕ В ДОЗВУКОВОЙ  
АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРУБЕ**

Стреловидные крылья короткого удлинения с наплывами широко используются в современной аэродинамике на скоростных самолетах. Такое крыло обеспечивает взлетно-посадочные характеристики при реализации больших углов атаки. Хорошо изученная аэродинамика крыла короткого удлинения с наплывами вблизи фюзеляжа. На рисунках представлены спектр обтекания крыла с наплывами при разных углах атаки. Обращают внимание, что на больших углах атаки наплыв генерирует мощный продольный вихрь. Этот вихрь приводит к увеличению местных скоростей обтекания на 50-100% по отношению к скорости полета. При достижении задней кромки крыла такой вихрь препятствует развитию отрыва потока, что увеличивает максимальную подъемную силу и критический угол атаки. Это демонстрируется на рисунках поляр крыла с различными наплывами.

Видно, что существует оптимальная площадь наплыва, при котором эффект максимален. Аэродинамическое качество такого крыла увеличивается на единицу, от 3.5 до 4.5 единиц. На рисунках показано также зависимость площади наплыва и критического угла атаки. Наплывы изменяют продольную статическую устойчивость уменьшая ее, а при больших площадях наплывов продольный момент такого крыла может привести к положительному значению продольного момента, что говорит о потере статической устойчивости.

В аэродинамической трубе проведены исследования стреловидного крыла с наплывом, с углом стреловидности  $30^\circ$ , площадь  $0.092 \text{ м}^2$ , удлинением 1.16, площадью основного наплыва  $0.16$  крыла и дополнительными генераторами продольных вихрей расположенным по передней кромке крыла площадью  $0.03$  площади крыла. Исследование проведено при скорости  $20 \text{ м/с}$ , углах атаки до  $25^\circ$ . Вихреобразователи продольных вихрей изготовлены различной конфигурацией и могут изменять угол установки относительно хорде крыла.

Полученные характеристики приведены на графиках в виде кривых, изменения коэффициента подъемной силы по углу атаки, изменения коэффициента сопротивления и поляр крыла. Вихреобразователи, которые использовались на крыле различны по виду влияния и обтекания крыла. Первый вид вихреобразователей: плавно-закругленный телесный, создает два продольных вихря и генерирует подсосывающую силу.

Второй вид вихреобразователей не генерирует подсосывающую силу, но создает более мощный продольный вихрь.

*Научный руководитель – Ударцев Е.П., д-р техн. наук, профессор*

УДК 629.7.014-519(043.2)

**Кушнарєв В.А., Валиєв А.А.**

*Національний авіаційний університет, Київ*

## **АНАЛИЗ ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ**

Многообразие беспилотных летательных аппаратов требует классификации параметров и летно-технических характеристик при выборе определенной модели в качестве прототипа.

Среди многообразия выделены беспилотные летательные аппараты обычной аэродинамической схемы: самолеты типа летающее крыло, самолетоносители контейнеров, самолеты специального назначения, низко летающие у земли самолеты, высотные самолеты, самолеты с поршневыми двигателями и реактивные самолеты.

Летно-технические характеристики определяют массу, мощность, высоту, продолжительность полета, размах крыла, а также тип используемого двигателя. Для проектирования представляют интерес такие параметры как нагрузка на крыло ( $G/S$ ), зависимость мощностей от масс ( $N/G$ ), мощности и высотности, размах крыла, удлинение крыла самолета, соотношение крыла и горизонтального оперения. Анализируется компоновка самолета, взаимовлияние крыла и фюзеляжа, крыла и горизонтального оперения, крыла и двигателей. Анализируется компоновка с обдувкой крыла винтами и компоновкой с толкающим винтом. Интерес представляет собой модели с винтами в насадках с винтами необычной формы беспилотные летательные аппараты с винтами, вписанными в фюзеляж самолета, беспилотные летательные аппараты, летающие на солнечных батареях.

В качестве прототипов при проектировании выбран летательный аппарат традиционной схемы с толкающим винтом и винтом тянущим. Обтекание крыла струями винта существенно увеличивает подъемную силу самолета, а толкающий винт перед горизонтальным оперением существенно улучшает балансировку самолета и управляемость, особенно, на больших углах атаки при срыве потока на крыле и возможности развития штопора самолета.

Рассматривается также компоновка самолета типа утка с носовым горизонтальным оперением (ГО). Недостаток такой схемы состоит, в взаимном отрыве потока на ГО, что можно предотвратить используя активное воздействие на срыв сдувом потока или вихребразованием продольных вихрей.

*Научный руководитель – Ударцев Е.П., д-р техн. наук, профессор*

УДК 629.735.015.3(043.2)

**Овсянникова Д.В., Шандура Т.Н.**

*Национальный авиационный университет, Киев*

## **АЭРОДИНАМИЧЕСКИЙ ГИСТЕРЕЗИС**

Проведен анализ различных видов аэродинамического гистерезиса и результаты влияния на гистерезис турбулизаторов и вихреобразователей продольных вихрей.

Проводившиеся ранее в ЦАГИ и в других НИЦ исследования в аэродинамических трубах аэродинамических характеристик профилей, крыльев с небольшими углами стреловидности, а также компоновок с подобными крыльями, показали, что при малых числах Рейнольдса при варьировании угла атаки величины коэффициентов аэродинамических сил и моментов, полученных при увеличении управляющего параметра (например, угла атаки), могут не совпадать с соответствующими значениями при его уменьшении – возникает гистерезис в стационарных аэродинамических характеристиках модели.

Известно, что гистерезис в статических аэродинамических характеристиках является общим свойством для профилей с закругленными носовыми частями, большой кривизной и толщиной. Топология границ области гистерезиса зависит от числа Рейнольдса, кривизны, шероховатости поверхности, формы профиля, предыстории движения. Вследствие этого при низких числах Рейнольдса необходимо учитывать множество факторов и выделить среди них основные, чтобы разрабатывать методику предсказания типов гистерезиса. В работе описаны три типа гистерезиса: статический гистерезис и динамический гистерезис на больших углах атаки и динамические петли при колебаниях крыла на летных углах атаки.

Важную роль в исследовании сложных отрывных течений играют методы визуализации течений. Различными методами визуализации были получены структуры течений на прямоугольном крыле при малых числах Рейнольдса, и подтверждены результаты весовых испытаний, свидетельствующие о не единственности структуры обтекания модели и наличии гистерезисных петель в стационарных аэродинамических характеристиках.

В работе показано, что турбулентность потока является существенным фактором, влияющим на аэродинамические характеристики крыльев.

Известно, что отличительной особенностью крупномасштабных вихрей, возникающих в области отрыва, является их высокая восприимчивость к внешним возмущениям, что дает возможность управлять течением, воздействуя на эти вихри. В эксперименте установлено, что использование вихреобразователей, в роли генераторов продольных вихрей, приводит к устранению гистерезиса.

Вихреобразователи обтекаемой цилиндрической формы хуже борются с гистерезисом, однако придают крылу лучшие аэродинамические характеристики. В свою очередь вихреобразователи пирамидальной формы создают мощный продольный вихрь, что эффективнее устраняет гистерезис.

*Научный руководитель – Ударцев Е.П., д-р техн. наук, профессор*



УДК 629.735.018.006.26:681.26.077(043.2)

Панчук Л.В., Голубчик Д.Р.

*Національний авіаційний університет, Київ***СТЕНД ДЛЯ ОЦІНКИ МЕТРОЛОГІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК  
БАГАТОКОМПОНЕНТНОЇ СИСТЕМИ ВИМІРЮВАННЯ  
АЕРОДИНАМІЧНИХ НАВАНТАЖЕНЬ ТИПУ ТЕНЗОМЕТРИЧНИХ ВАГ**

Дослідження аеродинамічних характеристик несучих систем типу авторотуючий гвинт, несучий гвинт вертольоту, а також об'єктів складної геометричної форми, вимагають застосування ефективних експериментальних засобів. В аеродинамічних трубах, для вимірювання діючих на модель аеродинамічних навантажень використовують багатокомпонентні механічні і тензометричні ваги. Тензометричні ваги - ваги, на яких зусилля визначається за допомогою передачі сили навантаження від вантажу, перетвореної в електричний сигнал тензометричними датчиками до вагового процесора в цифровому вигляді. Однією з головних задач для отримання високої точності результатів аеродинамічних досліджень є проведення метрологічної атестації засобу вимірювання – тензометричних ваг.

На сьогоднішній день отримано багатокомпонентну систему вимірювання аеродинамічних навантажень (БСВАН), яка дає змогу в процесі експерименту проводити незалежне вимірювання шести компонент від повного аеродинамічного навантаження. Дана система є доопрацюванням БСВАН, котра давала змогу вимірювати 5-ть компонент від повного аеродинамічного навантаження. Саме для оцінки метрологічних характеристик (калібрування) даної БСВАН виконується роботи по створенню стенду, котрий дасть змогу задавати еталонні навантаження при оцінці метрологічних характеристик.

Під калібруванням слід розуміти процес визначення метрологічних характеристик комплексу вимірювального обладнання від ваг до апаратури яка реєструє, включаючи дослідження як випадкових, так і систематичних похибок.

При проектуванні калібрувального стенду необхідно виконувати наступні вимоги: при прикладених складових сил в початку координат, розраховані моменти по калібрувальним формулам, мають бути рівними нулю; стенд і калібрувальне обладнання повинно бути жорстким. Допустимі кутові переміщення опорної плити стенда, на якій встановлюються ваги і калібрувальне устаткування, не повинно перевищувати  $1/20000$  радіана при прикладенні до ваг максимального навантаження; калібрувальне устаткування повинно дозволяти в початковому, перед калібруванням, положенні одночасне прикладення всіх сил в одній точці, яка лежить на початку координат ваг, і моментів у відповідних координатних площинах.

В даній роботі показано стенд еталонних навантажень для калібрування шестикомпонентних аеродинамічних ваг. В подальшому калібрувальний стенд можна використовувати для оцінки метрологічних характеристик інших аеродинамічних ваг, що говорить про його універсальність.

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

УДК 629.735.015.3.025.1`73(043.2)

**Pereverzev A.M., Kelbas I.M., Ph.D.**  
*National Aviation University, Kyiv*

## **INFLUENCE OF GROUND EFFECT ON WING PERFORMANCE**

Since the first flight of Wright brothers and up to day. Airplane designers always struggle in compromise between, speed, lift, thrust shape of the wing and all the other factors and there is only one goal that they follow- higher lift, lower drag, lower fuel consumption. Ship designer have almost similar problem, they have to choose between speed and payloads size and shape. They were able to create huge ships that carry enormous amount of cargo but with the speed of 50-70 km/h. Or very fast boats that can only carry one or two people but travel with the speed up to 200 km. And this is probably the limit in the speed of water transportation. As you can see there is the huge gap in between the planes and ships – fast and expensive with relatively small amount of payload or slow but cheap ships. Increase in payloads of airplanes leads to simplification of the design and increase in the dead weight, but there is a possibility to increase the speed of marine vessel. It is known that the air density is 800 times smaller than density of water. And designer in early 50 realized that there is got to be the way to extract the ship from the water, the only way to do that was the implementation of hydrofoils in the design. But maximum speed of ship with hydro foils has its limits. The next logical step is to remove the hydrofoils and to extract all the parts of the ship out of the water completely. The only way to do that is to support it in the air, and the only way to give any kind of support is to add the wings to the ship. Many of us think that the wings have to have very large span values and sweepback and just an idea of giving the ship to the wing seems kind of absurd. And this is particular case where most of the people are wrong and such phenomenon as ground effect can be fully used.

Ground effect was experienced by pilots since the first flight. For some reason when the airplane is extremely close to the ground it does not want to land. It is due to change of lift creation and pressure coefficient distribution around the wing, sudden decrease in drag is experienced too.

The main purpose of my work was to see how the lift and drag values are changed and to see the change in the pressure distribution around the wing. In this work several test results will be presented. Airfoil will be tested in unbounded air and on ground effect. At the end several recommendations to the design of the WIG vehicle or ekranoplanes will be given.

*Supervisor – Ischenko S.O., Ph. D., Assoc. Prof.*

УДК 629.735.33(043.2)

Сабадишина Т.Л.

*Національний авіаційний університет, Київ*

## **ЛАЗЕРНОЕ ИЗЛУЧЕНИЕ В АСПЕКТЕ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТОВ**

Для визуального наблюдения любых объектов требуется адекватное освещение. Тем не менее, избыточное освещение может отрицательно повлиять на зрительное восприятие объекта и оказаться неэффективным. В авиации, летчик может сталкиваться с чрезмерным уровнем освещенности, выполняя полет против солнца или при прямом наблюдении слишком ярких источников искусственного освещения, например, прожекторов. Изобретение лазера (в 1957 г.) привело к значительному увеличению количества проблем в области авиации, связанных с источниками света высокой интенсивности.

Несмотря на то, что проблема защиты пилотов от преднамеренного или случайного поражения лазерным лучом находится в поле интересов специалистов военной медицины уже в течение многих лет, врачи, специализирующиеся в области гражданской авиации, стали уделять больше внимания этой проблеме только с появлением световых лазерных дисплеев, используемых в развлекательных и коммерческих целях, и, как следствие, вызывающих случайное освещение гражданских воздушных судов.

К 2001 г. уже многие пилоты испытали на себе временную потерю трудоспособности в результате случайного поражения лазерным лучом. Всего в мире было зарегистрировано более 600 инцидентов такого рода, большинство сообщений пришло из Соединенных Штатов. Можно предполагать, что большинство попаданий лазерного луча в гражданское воздушное судно будет случайным, но необходимо иметь в виду, что мощные лазерные излучатели с высокой точностью наведения на цель в настоящее время предлагаются к продаже по сравнительно низким ценам, и поэтому вероятность использования таких приборов со злым умыслом в будущем нельзя игнорировать.

Ввиду возрастающего риска для безопасности полетов, вызываемого всё большим распространением в мире лазерных излучателей вокруг аэропортов, ИКАО в 1999 г. сформировало исследовательскую группу для оценки риска лазерного поражения и определения необходимости разработки новых стандартов или рекомендуемой практики (SARPs - Standards And Recommended Practices).

Создание лазера и промышленное использование лазерной техники представляется одним из самых значительных научных достижений 20-го столетия. В последнее время лазеры используются практически повсеместно, от супермаркетов и школ до спутников и рабочих помещений; они стали совершенно необходимым компонентом потребительских товаров и комплексных промышленных устройств, включая сложные системы вооружения. Доступность технологии и существенное снижение в цене привели к тому, что практически каждый может получить лазер в свое распоряжение. Тем не менее, использование лазерной техники для нужд современного общества продолжает расширяться, и ее потенциальные возможности кажутся безграничными.

*Научный руководитель – Федосеев Д.А., ст. преподаватель*

УДК 629.3.015.3(043.2)

Сатыбеков Р.Б.

*Национальный авиационный университет, Киев*

## **ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ НЕУСТАНОВИВШЕГОСЯ ОБТЕКАНИЯ КРЫЛА В ГИДРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРУБЕ**

Гидродинамическая труба позволяет моделировать обтекание крыла подобно воздуху и получать визуализированные спектры обтекания при неустановившемся движении. Задача исследования состоит в получении спектров обтекания модели крыла дозвуковым потоком при колебании крыла по углу атаки, а также исследования развития обтекания на больших углах атаки при отрыве вязкого потока и глобальном отрыве потока с передней кромки крыла.

Приведены данные гидродинамической трубы, параметры потока, безразмерные критерии моделирования. Дано описание модели и способа визуализации течения. Исследуемая модель представляет собой симметричный профиль крыла толщиной 20 мм и хордой крыла 150 мм, размах модели 250 мм. Для исключения влияния концевых эффектов профиль крыла ограничен шайбами размером 220 на 150 мм.

В результате эксперимента были получены спектры обтекания крыла при статическом и динамическом режимах, при различных частотах колебаний и скоростях изменения угла атаки. Анализ спектров обтекания крыла показывает, что обтекание верхней и нижней поверхности крыла существенно отличаются друг от друга при одинаковых условиях колебания. Приведены фотографии спектров обтекания при различных углах атаки, а также демонстрируется видео фильм развития отрывного течения на больших углах атаки.

Интересно отметить, что при глобальном отрыве потока вихревая структура отарвавшегося потока представляет собой многообразие вихрей взаимодействующих между собой и внешнем потенциальном потоком.

По результатам исследования можно сделать следующий вывод:

Нестационарное обтекание профиля при большой амплитуде и малой частоте колебаний на «прямом» ходу существенно на 4..8 градусов увеличивает угол атаки начало срыва по сравнению со стационарным обтеканием. Это приводит к уменьшению лобового сопротивления колеблющихся крыльев и определяет возможность их исследования в качестве движителей.

*Научный руководитель - Ударцев Е.П., д-р техн. наук, профессор*

УДК 629.73-07.17(043.2)

**Табакар Т.Є.**

*Національний авіаційний університет, Київ*

## **РОЛЬ АВІАЦІЙНИХ КЕРІВНИКІВ У ЗАБЕЗПЕЧЕННІ БЕЗПЕКИ ПОЛЬОТІВ**

Безпека руху літаків на землі і в повітрі - це найважливіше питання, яке стосується не тільки транспортної та військової авіації, але також і приватної.

Підвищення безпеки польотів - прямий обов'язок авіаційних керівників і льотного складу, які повинні об'єднати свої зусилля для досягнення максимальних успіхів у цій області.

Авіаційні керівники безпосередньо відповідають за стан і розробку правил забезпечення безпеки польотів для керованих ними організацій. В області торгової і промислової авіації, де діє порівняно мало правил та інструкцій з виконання польотів, керівники, як правило, не мають досвіду управління авіацією та не можуть визначити, що необхідно для забезпечення безпеки польотів, пов'язаних з діяльністю, характерною саме для кожної даної компанії. Однак якщо доручити одному з членів керівництва компанії всебічно і реалістично вивчити проблему безпеки польотів з обслуговування даної компанії і енергійно впровадити результати його праці в практику польотів, то цим шляхом можна було б забезпечити максимально можливу безпеку польотів літаків компанії.

Без активної участі керівництва будь-яка найефективніша програма забезпечення безпеки польотів не зможе бути повністю здійснена. Вирішальною умовою успішного здійснення програми попередження льотних пригод на землі і в повітрі є серйозне ставлення до неї з боку керівників авіаційної організації. Керівництво повинне не тільки вирішити і схвалити проведення в життя такої програми, але і організувати її здійснення, а також контролювати хід її виконання.

Авіаційні керівники повинні вимагати постійної і активної боротьби з льотними пригодами у всіх ланках організації. Ця вимога може бути розумно виконана тільки в тому випадку, якщо керівництво добре знайоме з найбільш ефективними методами аналізу причин аварії та боротьби з потенційними аваріями, незалежно від того, що є причиною аварії: недостатнє тренування льотного складу або ж недоліки, що лежать в конструкції або в експлуатації матеріальної частини літака. Керівники повинні бути впевнені в ефективності та цінності такої програми. Забезпечення безпеки польотів літаків усіх родів авіації, як цивільної, так і військової, не може вважатися питанням другорядного значення.

Підвищення безпеки польотів веде до зменшення втрат і збитків, а отже, до більшої ефективності роботи авіації.

*Науковий керівник – Федосєєв Д.А., ст. викладач*

**СУЧАСНІ ПРОБЛЕМИ МАШИНОЗНАВСТВА**

УДК 621.891(043.2)

**Хлевна Ю.Л., Костюк Є.П., Харченко В.В.**  
*Національний авіаційний університет, Київ*

**МЕХАНІЗМ ПРОЦЕСІВ В ТРИБОЛОГІЧНОМУ КОНТАКТІ НА ЕТАПІ ПРИПРАЦЮВАННЯ СИСТЕМИ «30ХГСА – АМГ-10 – БРАЖМЦ10-3-1,5»**

Трибологічна система 30ХГСА – АМГ-10 – БрАжМц10-3-1,5 працює в літальних суднах: букс-шток амортизаційної стійки, втулка-шток силового циліндра для яких необхідне забезпечення працездатності та підвищення ресурсу. Неабияке значення має початковий етап роботи, оскільки саме на етапі припрацювання формуються тонкі поверхневі шари, які забезпечують стійкість роботи в подальшій експлуатації. Зменшення зносу від процесу припрацювання еквівалентно збільшенню ресурсу, а скорочення часу припрацювання – економії експлуатаційних витрат, тому цьому питанню варто приділяти достатню увагу.

Основними факторами, що впливають на процес є зовнішньосилові: навантаження, швидкість ковзання, температура поверхні тертя, питомий тепловий потік. Керуючи даними режимними параметрами, можна впливати на етап припрацювання та стаціонарний процес. Оскільки утворення трибоструктури, відбувається на окремих ділянках поверхні тертя, в процесі припрацювання ділянки розширюються і поступово охоплюють всю поверхню, виникає флюктуючий стаціонарний процес, коли структури максимальної товщини зношуються і виникають в іншому місці. Закінчення припрацювання оцінювалось за стабілізацією коефіцієнта тертя, зменшення інтенсивності зношування.

Встановлена залежність утворення суцільної трибоструктури та визначено часові характеристики та характеристики зношування припрацювання в системі 30ХГСА – АМГ-10 – БрАжМц10-3-1,5 від навантаження, швидкості ковзання та схеми тертя. Ступінчасте навантаження активізує процес припрацювання, зменшуючи час та знос від даного етапу, при постійній швидкості ковзання, температура не перевищувала діапазон 50 – 60<sup>0</sup>С, враховуючи вплив коефіцієнта взаємного перекриття на припрацювання схема дослідження – «кільце-сектор», теоретико-експериментальним шляхом було встановлено, що при шорсткості Ra = 0,32 мкм, спостерігається в процесі еволюції від технологічного до стаціонарного стану в контактні формування трибологічної структури дисипативного типу.

Методом ОЖЕ-спектрального аналізу поверхонь тертя встановлено, що шари глибиною 30 – 70нм містять 70 – 90% атомів вуглецю і 10 – 15% атомів міді, із збільшенням глибини до 300нм вміст вуглецю знижується до нуля, а міді збільшується до 85 % вихідного для бронзи стану. Збагачена вуглецем структура утворюється в результаті механодеструкції вуглецевовмісних молекул мастила, приєднання атомів вуглецю до активних центрів поверхні і до вже приєднаних атомів вуглецю.

УДК 667.637.22 (043.2)

Гальченко О.О., Корнієнко А.О.

*Національний авіаційний університет, Київ*

## **МЕТОДИ ПОВЕРХНЕВОГО ЗМІЦНЕННЯ ДЕТАЛЕЙ ТРИБОТЕХНІЧНОГО ПРИЗНАЧЕННЯ**

Розвиток авіакосмічної техніки висуває усе більш високі вимоги до підвищення ресурсу літальних апаратів, що є стимулом для вдосконалення існуючих і розробки нових матеріалів, що відрізняються підвищеними експлуатаційними характеристиками. Значна кількість деталей авіаційної техніки працюють в різних умовах контактної взаємодії, тому високі вимоги висуваються до поверхневих шарів деталей вузлів тертя. В теперішній час розроблено багато технологічних методів, що дозволяють змінювати будову і властивості поверхневих шарів металу в потрібному напрямку або створювати шари з наперед заданими властивостями. Застосування цих методів дозволяє підвищувати зносостійкість, стійкість проти втомлюваності і корозії та інші експлуатаційні властивості деталей.

Можна виділити такі основні методи поверхневого зміцнення деталей вузлів тертя: змінювання структури поверхневого шару зовнішнім механічним (або тепловим) впливом без зміни його хімічного складу; змінювання структури поверхневого прошарку легуванням його різними хімічними елементами; нанесення на поверхню тертя покриттів; комбінація наведених вище методів.

Основний метод створення на виробі структур з потрібними триботехнічними характеристиками шляхом механічного впливу на їхні поверхневі прошарки без зміни хімічного складу – поверхнєве пластичне деформування, що сприяє підвищенню їх твердості, поверхневій тривкості, зносостійкості, згладжуванню мікронерівностей.

Для створення захисних покриттів триботехнічного призначення тепер застосовують різні фізичні, хімічні та фізико-хімічні методи, що дають змогу діставати на робочих поверхнях деталей машин та інструменту структури із заздальгідь заданими властивостями.

Для поверхневого зміцнення деталей машин та інструментів найбільшого поширення набули методи хіміко-термічної обробки, зокрема: цементація, нітроцементація, азотування, борування, хромування, силіціювання, ціанування, алітування та ін.

Для забезпечення працездатності вузлів тертя в багатьох випадках на робочі поверхні спряжених деталей наносять антифрикційні та зносостійкі полімерні покриття. Одним із перспективних методів поверхневого зміцнення та відновлення деталей є лазерна обробка. Особливий інтерес становлять процеси лазерної обробки покриттів, отриманих іншими методами.

Вибір конкретної технології поверхневого зміцнення деталей вузлів тертя визначається багатогранним комплексом задач і проблем, які повинні вирішувати дані робочі поверхні вузлів тертя, технологічними можливостями, а також економічною доцільністю використання того чи іншого методу.

УДК: 620.178.16 (043.2)

**Андрєєва В.Е., Андрєєва Ю.Е., Дьяченко Д.О.**  
*Національний авіаційний університет, Київ*

## **МЕТОДИКА ТРИБОЛОГІЧНИХ ДОСЛІДЖЕНЬ МАТЕРІАЛІВ В УМОВАХ ВИСОКОТЕМПЕРАТУРНОГО ФРЕТИНГУ**

На сьогодні існує багато методик і обладнання для проведення досліджень матеріалів в умовах високотемпературного фретингу. Вони дозволяють реалізувати різний тип контакту поверхонь тертя, способів нагрівання та взаємного переміщення зразків. Найбільш повною мірою поставленим вимогам для дослідження матеріалів в умовах фретингу відповідає установка МФК-1. Для забезпечення температурного режиму вона додатково обладнана кільцевою електричною піччю, термопарою та міліамперметром.

Нагрівання зразків кільцевою піччю дозволяє проводити дослідження за температури до 1100 °С. Видовжені зразки та відкрита з боків піч забезпечує витримування заданої температури в зоні тертя, а біля отворів і в місцях кріплення зразків вона не перевищує 300 °С, тому додаткове охолодження цагн не використовується.

Під час випробувань на фретинг в умовах високих температур можуть розвиватися два визначальних процеси: схоплювання і утворення захисних оксидних шарів. Схоплювання виникає внаслідок руйнування захисних оксидних шарів і призводить до значних руйнувань поверхонь тертя, тому є небажаним. Утворення захисного шару є результатом трибоокиснення досліджуваного матеріалу. Такий шар при недостатній товщині не зможе захистити поверхню тертя, а при занадто великій – буде окрихчуватись і відколюватись. В обох випадках розвиватиметься схоплювання. І тільки оптимальна його товщина зможе забезпечити високу зносостійкість матеріалу. Зазвичай основний процес зношування визначається уже після закінчення експерименту, що не достатньо інформативно. Крім того, у перебігу дослідження ці процеси можуть змінювати один одного.

Відомо, що оксиди металів мають значно вищий електричний опір, ніж самі метали. Замірюючи опір між двома зразками, можна судити, який з двох вищезазначених процесів домінує. Так, при схоплюванні він буде зменшуватись (оскільки має місце прямий металевий контакт), а за умов утворення оксидного шару – зростатиме. За значенням електричного опору також можна буде безпосередньо під час експерименту визначити товщину оксидного шару.

Для реалізації запропонованого методу установку МФК-1 було дообладнано цифровим мультиметром. Для реєстрації миттєвих значень електричного опору він синхронізований з комп'ютером, безпосередньо для запису використовується програма Excel. Частота реєстрації сигналів може змінюватись від 1 Гц і вище. Таким чином, побудований на основі цих даних графік дозволить визначити не тільки домінуючий процес під час тертя, але і характер і частоту його зміни.

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



УДК 620.32.44

Казарян Г.О.

*Національний авіаційний університет, Київ*

## **ПРОЦЕС КОНТРОЛЮ ПОКАЗНИКІВ ЯКОСТІ РІДКОКРИСТАЛІЧНИХ ТЕЛЕВІЗОРІВ**

Проблема конкурентоспроможності продукції високої якості є актуальною для всіх видів продукції та послуг. В даний час існує серйозна конкурентна боротьба, вимоги споживачів постійно зростають, все це обумовлює необхідність розробки і впровадження організаціями програм підвищення якості. Встає основне питання - чи здатні ці системи управління забезпечити відповідність організації до нових умов і задовольнити зростаючі вимоги споживачів, забезпечивши на цій основі свій розвиток.

Метою даної роботи є вивчення комплексної оцінки процесів контролю показників якості та управління якістю, при виробництві та при експлуатації, розробка методики оцінювання рівня якості рідкокристалічного телевізора.

Для досягнення мети, треба провести комплексну оцінку рідкокристалічних телевізорів враховуючі та оцінюючі такі показники : призначення, естетичні, довговічності, ергономічні, безвідмовності, екологічні, ремонтпридатності, збереженості, безпеки.

Повинні побудувати ранжируваний ряд показників якості п'яти зразків рідкокристалічних телевізорів , виготовлених на різних підприємствах та за різними технологічними факторами.

Таким чином, для оцінки рівня якості продукції, використовували кваліметричні методи. У даній роботі будемо спиратися на прикладну кваліметрію, яка розробляє методи кількісної оцінки якості для конкретних видів об'єкта.

Для отримання результатів при оцінюванні рівня якості рідкокристалічних телевізорів використовували два кваліметричних метода:

Комплексний метод оцінки рівня якості продукції полягає в тому, що рівень якості продукції виражається одним узагальненим показником. Для оцінки якості технічно складної продукції необхідно враховувати велику кількість одиничних результатів. У таких випадках доцільно рівень якості продукції оцінювати одним числом, яке можна отримати різними способами у формі узагальненого показника.

Експертний метод визначення показників якості ґрунтується на обліку думок фахівців-експертів.

Комплексний і експертний методи визначили і дали однозначну відповідь при оцінці рівня якості аналізованих моделей РК телевізорів і виявили серед них кращий зразок якій розроблявся використовуючи всі норми якості відповідно до вимог, наведених у І.ГОСТ 18198-89 «Телевізори. Загальні технічні умови ».

*Науковий керівник – Свирид М.М., канд. техн. наук, доцент*

УДК

**Шістопал Ю.М.**  
*Національний авіаційний університет, Київ*

**МІЖНАРОДНА ТА РЕГІОНАЛЬНА СПІВПРАЦЯ УКРАЇНИ  
У СФЕРІ МЕНЕДЖМЕНТУ ЯКОСТІ**

Активізація зовнішньополітичної діяльності України передбачає її участь в міжнародних та регіональних об'єднаннях. Тому актуальним завданням є ознайомлення і вивчення досвіду функціонування цих центрів міжнародного та регіонального співробітництва та які є перспективи цієї співпраці для України.

Метою даної роботи є вивчення особливостей міжнародної та регіональної співпраці України у сфері менеджменту якості і їх вплив на розвиток цієї сфери в нашій державі. В роботі розглянуто: поняття, структуру та правові основи міжнародних організацій; основні напрямки діяльності міжнародних та регіональних організацій; сучасний стан взаємовідносин України з міжнародними регіональними організаціями.

Об'єктом дослідження виступають міжнародні та регіональні організації, а предметом роботи є взаємовідносини України з деякими міжнародними та регіональними організаціями.

Прагнення до найвищого рівня якості та досконалості потребує постійного вивчення і цілеспрямованого використання передового досвіду щодо забезпечення та поліпшення якості, накопиченого в розвинених країнах Європи та світу. Щоб цього досягти, необхідно налагоджувати та розвивати співробітництво з міжнародними та національними організаціями у сфері якості та управління якістю. Насамперед це стосується розвитку ділового партнерства з такими впливовими організаціями в сфері якості світового масштабу, як Європейська організація з якості (ЄОЯ), Європейський фонд управління якістю (ЄФУЯ), Американське товариство якості (АТЯ) тощо.

Висока якість вітчизняної продукції сприятиме формуванню позитивного міжнародного іміджу України, що є передумовою інтеграції нашої держави в європейську структуру та світову економічну систему. Висока якість продукції та послуг сприяє встановленню рівноправних та взаємовигідних стосунків з іншими країнами і наддержавними об'єднаннями.

Намагання України інтегрувати на засадах рівноправності в європейське і світове співтовариство потребує визнання та дотримання нею міжнародних норм і правил у сфері якості, насамперед стандартів Міжнародної організації зі стандартизації (ISO), Європейських директив і стандартів, а також принципів ЄОЯ, ЄФУЯ, АТЯ тощо.

*Науковий керівник – Мельник В.Б., канд. техн. наук, доцент*

**КОНТРОЛЬ ЯКОСТІ ПРОДУКЦІЇ  
НА ВАТ „ВЕТРОПАК ГОСТОМЕЛЬСЬКИЙ СКЛОЗАВОД”**

В умовах ринку особливої актуальності набуває питання забезпечення виробництва якісної продукції. Потреба в розробці заходів щодо контролю якості зумовлюється можливістю впровадження новітніх технологій у виробництво з метою найповнішого використання потенційних можливостей виробників. На користь доцільності підвищення якості продукції свідчить аргумент, що якість продукції значною мірою визначає її конкурентоспроможність. Висока якість продукції, в порівнянні з конкурентами, не лише забезпечує довгострокову перевагу, а й нерідко дозволяє підвищувати ціну на продукцію, не втрачаючи своїх споживачів.

Метою даної роботи є розробка методики контролю якості продукції на ВАТ „ВетропакГостомельський Склозавод”, яка встановлює порядок контролю сировини, допоміжних матеріалів та скловиробів на всіх стадіях виготовлення, проведення випробувань скловиробів та оформлення результатів випробувань.

Для забезпечення якості склотари в процесі виробництва на кожному етапі виготовлення продукції проводиться контроль: матеріалів і сировини, що надходять та контроль оброблених матеріалів, готових скловиробів. Види контролю зазначені в загальній технологічній блок-схемі виробництва контролю скловиробів.

Готові скловироби перед здачею на склад і постачанням замовнику підлягають випробуванням на перевірку відповідності встановленим вимогам НД чи технічним характеристикам встановленим споживачем по кожному виду продукції.

В процесі виробництва продукції проводиться: контроль обробленої сировини і купованого склобою, контроль технологічного процесу приготування і якості шихти, контроль завантаження шихти і склобою в піч, контроль технологічного процесу варки скломаси у ванних печах, контроль скловиробів на склоформуючій машині, контроль якості відпалу готових скловиробів, випробування скловиробів на опір внутрішньому тиску, контроль лінійних розмірів, визначення ваги та місткості скловиробів, контроль товщини захисного зміцнюючого покриття, контроль покриття скловиробів на холодному кінці, суцільний візуальний контроль виробів.

Вимоги до показників якості скловиробів, обсягу та виду випробувань, точності їх вимірювань, визначені в кресленнях виробів, технічних умовах, інших нормативних документах на дану продукцію та вимог споживачів.

До виконання контролю допускається кваліфікований, навчений персонал, який пройшов перевірку знань а результати контролю документуються в робочих журналах або заносяться до ПК, які знаходяться на робочих місцях персоналу.

Вся продукція, що поставляється замовнику, супроводжується сертифікатом відповідності, посвідченням про якість.

**ВИРОБНИЦТВО, ТЕХНІЧНЕ ОБСЛУГОВУВАННЯ ТА ДІАГНОСТИКА  
АВІАЦІЙНОЇ ТЕХНІКИ І ГАЗОТУРБІННИХ УСТАНОВОК**

УДК 629.735.035.62 (043.2)

**Кириченко К.А.**

*Національний авіаційний університет, Київ*

**МОЖЛИВОСТІ ПІДВИЩЕННЯ ЕФЕКТИВНОСТІ ЗАСТОСУВАННЯ  
ДЕЯКИХ МЕТОДІВ НЕРУЙНІВНОГО КОНТРОЛЮ В УМОВАХ  
ЕКСПЛУАТАЦІЇ АВІАЦІЙНОЇ ТЕХНІКИ**

Необхідність підвищення вимог до засобів та методів неруйнівного контролю (НК) для контролю вузлів і деталей авіаційної техніки великої різноманітності форм і складності обумовлена особливостями експлуатаційних умов при їх застосуванні, а саме:

- необхідність проведення НК без видалення слою лакофарбового покриття або герметика;

- відсутність двобічного доступу;

- необхідність контролю зон концентрації напружень;

- необхідність проведення НК в польових умовах і умовах аеродромів.

Тому при обслуговуванні АТ найбільший об'єм контрольних операцій виконується вихорострумовим і ультразвуковим методами НК деталей літальних апаратів, що пов'язане з їх винятковими перевагами, серед яких:

- можливість контролю бічної стінки отворів;

- контролю по неочищеній поверхні;

- відсутність необхідності застосування контактних рідин;

- невеликі габарити і вага апаратури і ін.

Перспективи використання вихорострумового методу для авіації, крім вищевказаних, пов'язані з широким діапазоном робочих частот дефектоскопу, можливістю підключення вихорострумового перетворювача різного типу, можливостями обробці та реєстрації сигналу. Цим методом, наприклад, в литих барабанах виявляють шлакові і флюсові включення, у штампованих барабанах - окисні плівки і тріщини. Для виявлення тріщин на бокових стінках отворів використовують статичні дефектоскопи або динамічний режим контролю з використанням спеціалізованих роторних сканерів.

Ультразвукове дослідження, як і вихорострумовий метод, не руйнує і не пошкоджує досліджуваний зразок, що також є його головною перевагою.

При проведенні ультразвукового контролю, наприклад, виявляються тріщини в поршнях амортизаторів шасі літаків, виконується контроль товщин стінок елементів конструкцій підвіски, лопатей та шпильок повітряних гвинтів типу «АВ», стяжних болтів маточини колеса.

В теперішній час для НК в авіації найбільш ефективно використовуються дефектоскопи типу ВДЗ-71 і сучасні ультразвукові дефектоскопи УД4-76, УДЗ-71, УД2-70, що дозволяють проводити реєстрацію результатів контролю.

*Науковий керівник – Молодцов М.Ф., канд. техн. наук, доцент*

УДК 629.735.083.002.5:62-69.001.57(043.2)

**Кисляк М.І.***Національний авіаційний університет, Київ***МАТЕМАТИЧНЕ МОДЕЛЮВАННЯ АКУСТИЧНОГО РЕЗОНАТОРА  
В СЕРЕДОВИЩІ ANSYS**

Зменшення шкідливого впливу цивільної авіації на навколишнє середовище є однією з важливих задач сучасності. До факторів шкідливого впливу авіації відносять: шум, викиди шкідливих речовин, електромагнітне випромінювання та інші. Заходи щодо зниження шуму в авіаційних двигунах повинні застосовуватися на усіх етапах життєвого циклу літака – від розробки вимог виготовлення до його експлуатації.

У цивільній авіації використовують різні методи зменшення шуму: правильне планування використання території аеропорту, організаційні (наприклад контроль за виконанням стандартів), експлуатаційні (застосування оптимальних режимів експлуатації) та технічні, що спрямовані на зменшення шуму в джерелі його утворення.

Для вибору напрямку пониження шуму двигуна важливо визначити джерело, що визначає головний рівень шуму. Значні успіхи при зниженні шуму в турбореактивному двоконтурному двигуні (ТРДД), де основним джерелом шуму є вентилятор та реактивний струмінь, були досягненні за рахунок збільшення ступені двоконтурності та застосуванні в його зовнішньому контурі звукопоглинаючих конструкцій (ЗПК). Але це призвело до збільшення вкладу внутрішнього контуру ТРДД – турбіни, камери згорання, компресора – в загальний рівень шуму літака. Одним із способів усунення є встановлення спеціальних елементів (резонаторні глушники) в проточній частині двигуна. До найпоширенішого виду таких глушників відноситься резонатор Гельмгольца.

Розрахункам резонаторів Гельмгольца посвячено велику кількість робіт та публікацій в яких розглядаються різні аспекти (оцінка резонансної частоти, особливості конфігурації тощо). Акустична ефективність резонатора зростає, якщо правильно обрати його геометричні параметри. Основною проблемою при вирішенні таких задач є складність розрахунків, оскільки потрібно враховувати різні фактори, такі як примежовий шар, швидкість руху робочого тіла, геометрію каналу та інше. Тому моделювання акустичних резонаторів актуальний напрям.

Середовище ANSYS дозволяє значно облегшити визначення параметрів потоку при різних типах резонаторів.

Моделювання резонаторів Гельмгольца дозволяє розраховувати впливи на потік робочого тіла, а можливість виведення значень параметрів допомагає правильно обрати найефективніші геометричні параметри без проведення натурних експериментів.

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

**ГАЗОДИНАМІЧНА ОПТИМІЗАЦІЯ ВІНЦЯ ЛОПАТКИ В ПРОГРАМНОМУ ПАКЕТІ КІНЦЕВО-ЕЛЕМЕНТНОГО АНАЛІЗУ ANSYS**

Підвищення ефективності газотурбінних двигунів (ГТД) і забезпечення їх газодинамічної стійкості в широкому діапазоні експлуатаційних режимів, реалізація високої надійності лопаткових вінців ГТД – проблеми, що поставлені практикою двигунобудування та досвідом експлуатації.

Подальше вдосконалення компресорів ГТД можливе за наступними напрямками: зменшення кількості ступенів за рахунок створення нових високонапірних ступенів, збільшення ККД, зниження рівня шуму, підвищення запасу стійкості. Вирішення цих складних завдань неможливе без детального знання тривимірної картини перебігу. Дослідження режимів роботи турбомашин в даний час є актуальною та складною задачею. Застосування комп'ютерного моделювання відкриває нові можливості для вдосконалення та оптимізації характеристик газотурбінних двигунів.

Комплексне вивчення течії в проточній частині ГТД, у тому числі при різних видах впливу на аеродинамічні сліди, представляє значний практичний інтерес, оскільки дозволяє розробити науково обґрунтовані рекомендації з розширення діапазону беззривного обтікання лопаткових вінців та поліпшенню економічності газотурбінного двигуна.

Для побудови математичної моделі була обрана перша ступінь осьового компресора низького тиску. Перший ступінь складається з вхідного направляючого апарату, робочого колеса першого ступеня і направляючого апарату першого ступеня.

Досліджувався ряд режимів роботи ступені з різними геометричними формами робочої лопатки. Параметрами оптимізації кілька геометричних розмірів лопатки, що задаються в Design Modeler. Критерієм оптимальності є ККД вінця, одержуваний з CFD-Post.

Фізична і розрахункова моделі будувалися на основі уявлень про фізичні процеси та газодинамічному режимі течії. Розрахункова модель CFX включає співвідношення для параметрів середовища (повітря), рівняння руху повністю стисливого газу, моделі турбулентності з пристінковими функціями.

Для створення розрахункової зони використовувалася імпортована з CFX TurboGrid розрахункова сітка для кожного вінця. Граничні умови визначалися на всіх поверхнях і включали умови на твердих стінках, умови на вході і на виході ступені, періодичні інтерфейси для кожного вінця і інтерфейси між обертовими і нерухомими областями.

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

УДК 621.452.3:62-531.7(043.2)

**Корчомний Н.В.***Національний авіаційний університет, Київ***ДОСЛІДЖЕННЯ КОЛИВАНЬ ЛОПАТОК ГАЗОТУРБІННОГО ДВИГУНА  
У СЕРЕДОВИЩІ ANSYS**

Розрахунок параметрів власних коливань лопаток газотурбінного двигуна (ГТД), метою якого є визначення можливих резонансних режимів, є дуже важливим для оцінки їх міцності. Якщо небезпечні гармоніки не попадають в робочий діапазон режимів роботи ГТД, то конструкція зазвичай вважається задовільною з точки зору міцності при динамічних навантаженнях. Тому приймаються заходи щодо змінення конструкції таким чином, щоб вивести її власні коливання за робочий діапазон або здійснюється оцінка безпеки резонансних коливань за величиною деформацій і напружень, що виникають у в конструкції.

При вивченні статичного деформування та вібрацій пера лопатки з успіхом застосовуються математичні моделі, побудовані на теорії стержнів, пластин та оболонок, але найбільш перспективними на даний час є тривимірні моделі, що побудовані на основі метода скінчених елементів. Вони дозволяють реалізувати єдиний підхід до чисельного моделювання динаміки та статички усіх різновидів лопаток, врахувати суттєву тривимірність деформування, фізичну неоднорідність матеріалу, складний процес навантаження.

Для реалізації моделі такого роду задач широко використовують комплекс Ansys. Завдяки потужному фізичному ядру та значному набору компонентів, це середовище дозволяє детально аналізувати тривимірні моделі, обробляти великі обсяги інформації та оперативно проводити розрахунки.

Лопатки відносяться до тих основних деталей ГТД, що визначають його надійність і ресурс. Для аналізу впливу основних діючих факторів на статичну і динамічну міцність лопаток ГТД на стадії проектування застосовують програмні комплекси для математичного моделювання.

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

Методом дослідження є скінченно – елементне моделювання напружено-деформованого стану і гармонійних коливань робочих лопаток ГТД в середовищі Ansys.

Наукова новизна результатів полягає в створенні в математичному середовищі Ansys моделі візуалізації форм коливань і отриманні значень напружень у будь-якому перетині лопатки довільної форми для варіантів їх консольного закріплення, закріплення з обох боків і шарнірного.

У результаті дослідження було виявлено зони локалізації тривимірних полів напружень при статичному і динамічному деформуванні складних за конструкцією лопаток та отримано частоти і тривимірну візуалізацію форм коливань робочої лопатки ГТД при різних варіантах закріплення.

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

**ОЦІНКА ТЕХНІЧНОГО СТАНУ ГОЛОВНОГО РЕДУКТОРА ВЕРТОЛЬОТУ В ПРОЦЕСІ ЕКСПЛУАТАЦІЇ ЗА ЙОГО ВІБРАЦІЙНИМИ ХАРАКТЕРИСТИКАМИ**

Цивільна авіація (ЦА) є однією з складових транспортної системи України, що вимагає підвищеного рівня регламентування для забезпечення авіаційної безпеки і польотів, надання пасажиром послуг високої якості. Не зважаючи на значні проблеми, що мають місце на сьогоднішній день при її використанні, а це роки експлуатації повітряних суден (ПС), зростання вартості ПС та їх ТО, витрати на підготовку обслуговуючого персоналу, все ж таки частка використання ПС ЦА для вирішення різних задач постійно зростає. Однак у зв'язку із об'єктивними проблемами оновлення парку ПС не проводиться, одним із шляхів підтримання надійності парку є встановлення новітніх систем оцінки технічного стану (ТС) ПС. Розробка методів ранньої оцінки ТС авіаційної техніки (АТ) та відпрацювання рекомендацій щодо порядку її експлуатації є одним із напрямків забезпечення безпеки польотів ЦА. Результати вирішення даної проблеми дозволяють робити висновки про зміну ТС найбільш відповідальних агрегатів вертольоту, а в подальшому дати можливість експлуатації старіючого парку АТ. Одним з основних показників оцінки ТС є оцінка рівня вібрації в процесі експлуатації. Проведений аналіз статистичних даних про відмови АТ, що привели до авіаційних подій (АП) свідчить що досить велика частка АП належить до відмов АТ – це близько 30 %. Однак, як свідчить приведений аналіз відмов їх внесок у аварійність збільшується. Це пов'язано з низькою ефективністю планово-попереджувальної системи експлуатації за тих умов що склалися. При цьому ефективність попереджувальних робіт на силовій установці досить низька, та не дає змогу попередити виникнення відмов, як на землі так і в польоті. Основною причиною відмов головного редуктора (ГР) є неякісний його ремонт. Для оцінки ТС був використаний вібродіагностичний метод контролю. Проведений аналіз схеми ГР вертольота дозволив визначити джерела вібрації які можна представити у вигляді 3 груп: перша група – шестерні, підшипникові вузли і вали; друга група – погіршеності виготовлення деталей, недоліки збірки, динамічні властивості конструкції об'єкту діагностування; третя група – дефекти шестерень, підшипникових вузлів і валів виникаючі в процесі експлуатації. Вібрація від першого та другого джерел створює початковий рівень вібрації, вібрація від третьої групи дає приріст вібрації в експлуатації. Для проведення досліджень із конструкції ГР було виділено привід вентиляторної установки у зв'язку із низькою його надійністю. Таким чином в процесі досліджень: визначено, що методи та засоби оцінки стану агрегатів трансмісії, і в тому числі, ГР вертольота мають низьку ефективність, та не дозволяють визначати фактичний ТС, а, отже прогнозувати його зміну в процесі експлуатації. Аналіз структурної схеми джерел вібрації ГР дозволив визначити, що основними джерелами є підшипникові вузли котіння, зубчаті передачі і вали. В результаті проведених досліджень було встановлено, що існує зв'язок між зміною рівня вібрації та наробітком.

*Науковий керівник – Бекіров А.Ш., викладач*



## АНАЛІЗ НАДІЙНОСТІ ПОВІТРЯНОГО СУДНА BOEING - 737

Особливість літаків нового покоління як об'єктів технічної експлуатації (ТЕ) призводить до необхідності створення системи ТЕ, що включає технологічне забезпечення процесів технічного обслуговування (ТО), яке охоплює питання взаємодії інженерно-технічного складу при виконанні всіх видів ТО, якості робіт, управління виробничою діяльністю та інше.

Аналіз надійності технічних систем та виробів авіаційної техніки (АТ) є найважливішою складовою робіт по їх удосконаленню, вибору оптимальної системи контролю та діагностування стану об'єктів експлуатації, розробки методів ТО повітряних суден (ПС), основою для прогнозування надійності й розробки нових конструктивних рішень.

Аналіз інформації з результатів експлуатації систем ПС має особливе значення для розробки заходів, які сприяють підвищенню надійності вартісних виробів АТ. Аналіз експлуатаційної інформації, її класифікація та обробка надає можливості встановити ознаки й причини відмов виробів АТ, виявити фізико-хімічні процеси, що лежать в основі відмови, визначити характерні види відмов та несправностей конкретних типів ПС, розробити заходи, що підвищують надійність об'єктів й безпеку експлуатації.

Складовою частиною загального комплексу робіт по забезпеченню надійності виробів АТ являється аналіз результатів експлуатації ПС, оцінка показників надійності виробів та систем, прогнозування рівня надійності конструкцій що проектуються, визначення причин відмов та несправностей об'єктів експлуатації та інше.

На основі результатів експлуатації літака Boeing-737 за чотири роки в роботі надано аналіз надійності систем ПС Boeing-737.

В результаті аналізу визначено рівень, який досягнуто, граничні характеристики їх функціонування, причини та ознаки відмов, тривалість, умови експлуатації та інше.

забезпечення надійності виробів при експлуатації залежить від своєчасного та якісного то, додержання правил експлуатації виробів, проведення регулюючих робіт, своєчасного виявлення відмов та несправностей виробів АТ.

В роботі визначені основні напрямки по забезпеченню надійності виробів АТ а саме:

- конструктивне удосконалення вузлів, агрегатів та систем ПС;
- удосконалення організації та розробка оптимальних методів ТО;
- розробка засобів контролю та діагностування технічного стану виробів АТ;
- удосконалення системи управління якістю технічного обслуговування;
- розробка ефективних методів пошуку відмов та несправностей системи.

*Науковий керівник – Бурлаков В.І., канд. техн. наук, професор*

## **АНАЛІЗ НАДІЙНОСТІ ПОВІТРЯНОГО СУДНА АН-140**

Особливість літаків нового покоління як об'єктів технічної експлуатації призводить до необхідності створення системи технічної експлуатації, що включає технологічне забезпечення процесів ТО, яке охоплює питання взаємодії ІТС при виконанні всіх видів ТО, якості робіт, управління виробничою діяльністю та інше.

Аналіз надійності технічних систем та виробів авіаційної техніки є найважливішою складовою робіт по їх удосконаленню, вибору оптимальної системи контролю та діагностування технічного стану об'єктів експлуатації, розробки методів технічного обслуговування повітряних суден, основою для прогнозування надійності й розробки нових конструктивних рішень.

Аналіз інформації з результатів експлуатації систем ПС має особливе значення для розробки заходів, які сприяють підвищенню надійності вартісних виробів авіаційної техніки. Аналіз експлуатаційної інформації, її класифікація та обробка надає можливості встановити ознаки й причини відмов виробів авіаційної техніки, виявити фізико-хімічні процеси, що лежать в основі відмови, визначити характерні види відмов та несправностей конкретних типів ПС, розробити заходи, що підвищують надійність об'єктів й безпеку експлуатації.

Складовою частиною загального комплексу робіт по забезпеченню надійності виробів авіаційної техніки являється аналіз результатів експлуатації ПС, оцінка показників надійності виробів та систем, прогнозування рівня надійності проектуємих конструкцій, визначення причин відмов та несправностей об'єктів експлуатації та інш.

На основі результатів експлуатації літака Ан-140 за чотири роки в роботі надано аналіз надійності систем ПС Ан-140.

В результаті аналізу визначено рівень, який досягнуто, граничні характеристики їх функціонування, причини та ознаки відмов, тривалість, умови експлуатації та інше.

Забезпечення надійності виробів при експлуатації залежить від своєчасного та якісного технічного обслуговування, додержання правил експлуатації виробів, проведення регулюючих робіт, своєчасного виявлення відмов та несправностей виробів авіаційної техніки.

В роботі визначені основні напрямки по забезпеченню надійності виробів авіаційної техніки а саме:

- конструктивне удосконалення вузлів, агрегатів та систем ПС;
- удосконалення організації та розробка оптимальних методів ТО;
- розробка засобів контролю та діагностування технічного стану виробів АТ;
- удосконалення системи управління якістю технічного обслуговування розробка ефективних методів пошуку відмов та несправностей системи.

УДК 629.735.035.62 (043.2)

Ростов І.М.

*Слов'янський коледж Національного авіаційного університету, Слов'янськ*

## **ДОСЛІДЖЕННЯ МОЖЛИВОСТЕЙ УСУНЕННЯ ВПЛИВУ КОРОЗІЙНИХ ПРОЦЕСІВ В СИСТЕМАХ АВІАЦІЙНОЇ ТЕХНІКИ В ПРОЦЕСІ ЇЇ ЕКСПЛУАТАЦІЇ ТА ЗБЕРІГАННЯ**

На цей час в усьому світі перспективною вважається система експлуатації авіаційної техніки (АТ) за технічним станом, при якій АТ експлуатується в межах раніше визначених годинних ресурсів з поетапним збільшенням міжремонтних (призначених) термінів служби.

Однак, під час такої стратегії технічної експлуатації та у період нестабільного постачання паливно-мастильних матеріалів (ПММ) можуть порушуватись терміни заміни рідин у системах повітряних суден (ПС). Як свідчить досвід експлуатації, на деяких типах авіаційної техніки може виникнути проблема накопичення води у гідросистемі с подальшим розвитком корозійних процесів їх деталей, які в свою чергу, приводять до відмов. Виникає необхідність у розробці нових профілактичних заходів в боротьбі з конструктивно-виробничим недоліком гідросистем. Основною метою цих заходів повинно стати збільшення життєвого циклу агрегатів гідравлічної системи та всього ПС.

Для вирішення питання одним зі шляхів є обезводнення гідросуміші, такими методами як: відстоювання (займає багато часу); центрифугування (разом з водою фільтрується загусник ВІНПОЛ); обезводнення нафтопродуктів простими матеріалами. Застосування пористих матеріалів для обезводнення нафтопродуктів володіє багатьма перевагами в порівнянні з іншими методами: з нафтопродуктів можна одночасно видаляти вільну воду і тверді частинки забруднень, що значно розширює область застосування фільтрів-сепараторів; відсутність в них деталей, що рухаються і обертаються, робить їх безпечними в експлуатації.

Фільтрувальний пористий елемент пропонується виготовляти шляхом введення і наступного видалення пороутворювача. У якості пороутворювача пропонується використання NaCl, щільність якого близька до щільності матеріалів фільтра. Отримавши параметри та матеріал фільтроелементу-водовідділювача, було запропоновано модернізація пересувної фільтраційної установки ФГУ-8/70 шляхом дообладнання фільтром-відділювачем.

Ця установка повинна працювати від джерела аеродормного живлення постійного струму і представляє собою рухомий агрегат з рукавами для підключення до бортових штуцерів гідросистеми літака і дозволяє перевіряти протікання та проводити очищення ГР від вологи.

*Науковий керівник – Резнік А.В., викладач*

УДК 629.7.083 (043.2)

**Сироїжка І.О.**

*Кіровоградська льотна академія Національного авіаційного університету,  
Кіровоград*

## **НОВІ ПІДХОДИ К ОЦІНЦІ ЯКОСТІ ТЕХНІЧНОГО ОБСЛУГОВУВАННЯ ПОВІТРЯНИХ СУДЕН**

Кожне повітряне судно в процесі життєвого циклу відчуває вплив різноманітних факторів, які впливають на її технічний стан, а значить і на експлуатаційну надійність і відповідно на безпеку польотів. Тому поглиблений аналіз цих факторів є першочерговим завданням як для конструкторів, так і для експлуатантів.

Забезпечення високої якості технічного обслуговування (ТО) авіаційної техніки (АТ) є найважливішим завданням інженерно-авіаційної служби, тісно пов'язаною з безпекою і регулярністю польотів повітряних суден (ПС).

Організаційно-технічні форми забезпечення якості ТО ПС постійно удосконалюються стосовно до умов виробничої діяльності авіа підприємств з урахуванням складності АТ і інтенсивності її експлуатації.

Вивчення факторів, що впливають на технологічні процеси, аналіз їх впливу на якість ТО залишається актуальним задачею.

Актуальність сьогодення полягає у новому ранжуванні вже відомих факторів. Перш за все це пояснюється введенням нової законодавчої бази в сфері обслуговування повітряних суден.

Метою вивчення нового підходу є адаптація та гармонізація нових правил у законодавче середовище технічного обслуговування.

Для проведення поглибленого аналізу цих проблем доцільно виділити наступні задачі:

- вивчення умов експлуатації одного (прототипу) повітряного судна;
- розділити та класифікувати умови (фактори), які впливають на технічний стан авіаційної техніки на окремі групи;
- оцінити якість технічного обслуговування, як складову частину підтримання справності, працездатності і правильності функціонування при підготовці повітряного судна до використання за призначенням після польотів, при зберіганні та транспортуванні;
- введення Part-145, як керівні документи з організації технічного обслуговування авіаційної техніки.

*Науковий керівник – Семитківська Т.О., канд. техн. наук, доцент*

УДК: 620.193.91:621.891 (043.2)

Плотніков А.

*Національний авіаційний університет, Київ***ВПЛИВ МАГНІТНОГО ПОЛЯ НА ТРИБОЛОГІЧНІ ВЛАСТИВОСТІ  
МАСТИЛ**

Загальновідомо, що інтенсивність зношування деталей залежить від середовища, в якому вони працюють, а надійність деталей – від властивостей змащувального середовища, які можна назвати змащувальними властивостями. Таким чином, чим кращі змащувальні властивості робочого середовища, тим нижчий рівень зношування поверхонь деталей при терті.

Науковою новизною та основною ідеєю досліджень є визначення впливу магнітного поля (МП) на трибологічні властивості мастил.

Дослідження проводили в моторних мастилах мінеральному м10Г2к та синтетичному 5w40. для визначення впливу МП на їх трибологічні параметри використано постійний магніти величина магнітної індукції кожного складала по 0,15 тл.

Одним із важливих трибологічних показників є коефіцієнт тертя. Після ряду досліджень впливу МП на мастила, М10Г2к та 5W40, з'ясовано, що із підвищенням магнітної індукції коефіцієнт тертя знижується, а це, в свою чергу, підтверджує ефективність використання впливу МП на робоче середовище при терті, оскільки із зниженням показника коефіцієнту тертя знижується і рівень зношування.

Відомо, що величина кінетики розтікання мастила на поверхні є одним із показників його протизносних властивостей тому постає питання щодо визначення впливу МП саме на цей параметр. При визначенні впливу МП на кінетику розтікання чистого М10Г2к встановлено, що найінтенсивнішим рівень розтікання мастила на поверхні спостерігається на полюсі N та становить 160 мм<sup>2</sup> за годину на полюсі S – 110 мм<sup>2</sup>, а без впливу МП 70 мм<sup>2</sup> за годину.

Результати досліджень кінетики розтікання відпрацьованого М10Г2к показали, що інтенсивність розтікання мастила під дією МП до 300мм<sup>2</sup> впродовж години на N полюсі, 120мм<sup>2</sup> впродовж години на полюсі S, тоді як без МП 80мм<sup>2</sup>. Таким чином, при дії МП на мастило кінетика його розтікання підвищується як у чистому мастилі так і у відпрацьованому, що сприяє зниженню зношування при терті.

Отже, встановлено, що вплив МП на протизносні параметри мастила носить виключно позитивний характер, а саме: знижує коефіцієнт тертя, підвищує рівень кінетики розтікання мастила на поверхні, знижуючи рівень зношування при терті та не погіршує інших його експлуатаційних параметрів. Таким чином, одержані результати підтверджують та доводять актуальність використання дії МП на робоче середовище при терті.

*Науковий керівник – Свирид М.М., канд. техн. наук, доцент*

**ПРИМЕНЕНИЕ ТУРБУЛИЗАТОРОВ В ЛОПАТОЧНЫХ ВЕНЦАХ  
ОСЕВОГО КОМПРЕССОРА ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ**

На всех этапах разработки и широкого применения газотурбинных двигателей в различных сферах, как в авиации, так и на земле, перед конструкторами и учеными стоит задача о постоянном совершенствовании последних, о повышении их эффективности, надежности, ресурса и экономичности.

Методами понижения уровня потерь в проточной части компрессора, а вместе с тем и понижение затрат энергии, требуемой для их преодоления, являются выбор оптимальных параметров компрессорной решетки, разработка и экспериментальное исследование новых форм лопаток компрессора, повышение гладкости обтекания лопаточных венцов и элементов компрессора, которые в общем называются методами аэродинамического совершенствования компрессоров и компрессорных решеток.

Так как одним из факторов появления срыва потока является резкое изменение контура поверхности тела, вводится понятие предельной диффузорности потока в решетке. При большой диффузорности канала наблюдается резкий скачек уплотнения, который приводит к высокому положительному градиенту давления в направлении потока. Он, в свою очередь, ведет к замедлению течения вязкого пограничного слоя (ПС) на спинке профиля до тех пор, пока не достигаются условия, при которых поступательное течение вдоль спинки профиля в направлении потока становится невозможным. Впоследствии ПС отрывается от поверхности профиля, вызывая дальнейшее отклонение области ПС и всего потока от профиля.

По результатам многих исследований доказано, что возрастание коэффициента потерь полного давления и снижения угла отклонения потока имеют место при уменьшении числа Рейнольдса; при  $Re < Re_{кр}$  происходит отрыв неустойчивого ПС. При больших значениях числа Рейнольдса влияние ламинарного подслоя на течение в турбулентном ПС существенно снижается и возможность срыва потока уменьшается.

Одним из методов управления обтеканием, в котором искусственно инициируемая турбулизация, (перевод пограничного слоя из ламинарного в турбулентный) помогает предотвратить общий срыв с лопаточных венцов компрессора, является применение турбулизаторов на поверхности лопаток компрессора.

При образовании искусственного отрыва потока и обеспечении его присоединения ниже по потоку, между точками отрыва потока и его присоединения образуется линия тока, разделяющая невозмущенную и вихревую области течения. Такие разделительные линии тока можно использовать в качестве границы псевдотвердого тела. Тонкий твердый профиль преобразуется в толстый псевдопрофиль с помощью специально вызванного отрыва потока. Таким образом, с помощью линии тока, разделяющей невозмущенную вихревую область, обеспечивается аэродинамическая замена профиля.

*Научный руководитель – Терещенко Ю.М., д-р техн. наук, профессор*

УДК 629.735.083.002.5:62-69.001.57(043.2)

**Аболхассан Заде Джалал**

*Национальный авиационный университет, Киев*

## **ОПТИМИЗАЦИЯ ПАРАМЕТРОВ ДВУХРЯДНЫХ ЛОПАТОЧНЫХ ВЕНЦОВ ДОЗВУКОВЫХ КОМПРЕССОРОВ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ В СРЕДСТВА ANSYS**

Эффективная и надежная работа компрессора и его элементов зависит от такого важного фактора, как уровень различных потерь в его проточной части (на лопаточных венцах и межлопаточных каналах). Методами понижения уровня потерь в проточной части компрессора, а вместе с тем и понижение затрат энергии, требуемой для их преодоления, являются выбор оптимальных параметров компрессорной решетки, разработка и экспериментальное исследование новых форм лопаток компрессора, повышение гладкости обтекания лопаточных венцов и элементов компрессора, которые в общем называются методами аэродинамического совершенствования компрессоров и компрессорных решеток. Особое место в решении задачи совершенствования характеристик компрессора на всех этапах развития газотурбинных двигателей занимают вопросы образования срывных течений на лопаточных венцах ступеней компрессора, на нерасчетных режимах работы, приводящие к резкому падению эффективности, экономичности и коэффициента полезного действия компрессора, а вместе с тем и всего газотурбинного двигателя в целом.

Таким образом, одной из важнейших задач современного компрессоростроения является повышение эффективности и аэродинамической нагрузки степеней осевого компрессора с применением средств управления пограничным слоем.

Анализ ранее проведенных исследований Терещенко Ю.М., Фіккертом К, Чжэном П.К., Бунімовичем А.И., Святогоровим А.А., Бамертом К. и другими, показал, что одним из подходов к решению такой задачи является применение двухрядных лопаточных венцов в ступенях осевого компрессора. К решению этой задачи метод основан на моделировании компрессора по прототипу с использованием теории подобия. В основе этого метода лежит положение о том, что геометрически подобные компрессоры должны иметь лучшие относительные характеристики.

Средства ANSYS позволяет значительно облегчить определение параметров двухрядных лопаточных венцов дозвуковых компрессоров газотурбинных двигателей.

Моделирование двухрядных лопаточных венцов позволяет рассчитывать влияние на поток рабочего тела, а возможность вывода значений параметров помогает правильно выбрать эффективные геометрические параметры без проведения натуральных экспериментов.

*Научный руководитель – Терещенко Ю.М., д-р техн. наук, профессор*

**ТЕХНОЛОГІЇ ТА ТЕХНОЛОГІЧНЕ ОБЛАДНАННЯ НА ТРАНСПОРТІ**

УДК 692.73.001.76:004.896(043.2)

**Захарченко Ю.А.**

*Національний авіаційний університет, Київ*

**АЛГОРИТМИ АВТОМАТИЗОВАНОГО КАЛЕНДАРНОГО ПЛАНУВАННЯ ПРОЦЕСУ ПРОВЕДЕННЯ МОДЕРНІЗАЦІЇ АВІАЦІЙНОЇ ТЕХНІКИ**

Сучасний ринок постійно висуває до авіаційної техніки (АТ) нові, більш жорсткі вимоги, що приводить до необхідності її безперервного вдосконалювання. Насамперед, це пов'язано з жорсткістю вимог до безпеки польотів, ефективності й економічності застосування АТ. Реалізація таких вимог базується на впровадженні перспективних наукових розробок, як при створенні нових зразків АТ, так і при модернізації існуючих. Ефективне проведення модернізації зразків АТ неможливо без рішення комплексу завдань, пов'язаних з оцінкою її необхідності, визначенням оптимальних варіантів модернізації для авіаційних комплексів (АК), і формуванням оптимальних планів її проведення.

У проєкті модернізації виділяються сотні об'єктів та агрегатів і, відповідно, багатотисячні функціональні зв'язки між ними, тож необхідно зазначити, що ця задача вирішується як управління крупномасштабною технічною системою. У такій системі виділяється наявність «вузьких місць», які створюють черги та простой при виконанні робіт по управлінню проєктами модернізації авіаційних комплексів (АК). Для їх мінімізації проводиться оптимізація задач теорії розкладів та календарного планування. Базою проведення такої оптимізації є розробка алгоритмічного забезпечення формування планів процесу проведення модернізації як окремих одиниць техніки, так і парку на їх основі.

У ході дослідження був побудований календарний план робіт із проведення модернізації АТ за допомогою декількох методичних та алгоритмічних підходів. Були зазначені недоліки використання евристичного підходу в задачі календарного планування з великою номенклатурою робіт і ресурсів.

З урахуванням того, що розглянута задача є Np-складною задачею дискретної оптимізації, для її розв'язання запропонований евристичний метод на базі алгоритмів штучних імунних систем (ШИС) для побудови оптимальних календарних планів проєкту модернізації. Для врахування факторів ризику, невизначеності вихідних даних та ін., що дозволяє вирішувати проблеми невизначеності при управлінні проєктами модернізації АТ застосовується апарат на основі байєсових мереж довіри (БМД), а також – розроблено гібридний підхід, заснований на об'єднанні байєсових мереж і штучних імунних систем. У цьому підході ШИС відіграють роль ефективного обчислювального засобу для рішення завдань перебору.

Таким чином, у результаті проведених досліджень вирішена наукова проблема по створенню алгоритмічного забезпечення календарного планування проєкту модернізації парку АТ.

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



УДК 659.735.064.5:629.7.014(043.2)

**Богайська К.В., Крамаренко Т.Ю.,  
Данилейко О.В.**

*Національний авіаційний університет, Київ*

## **ТЕХНОЛОГІЯ НАЗЕМНОГО ЕЛЕКТРОЗАБЕЗПЕЧЕННЯ БЕЗПІЛОТНИХ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ**

Розширення сфери застосування безпілотних авіаційних систем (БАС) у різних галузях економіки наближає той час коли крім робіт зі спостереження за різними об'єктами, розпилення реагентів над сільськогосподарськими та лісовими угіддями БАС будуть виконувати більш важливі і більш складні роботи з перевезення вантажів різного призначення, виконання аварійно-рятувальних робіт під час виникнення різного типу природних та техногенних катастроф, забезпечувати навігацію і зв'язок для інших літальних апаратів, наземного та морського транспорту. При цьому однією з найважливіших систем БАС буде залишатись система електроживлення.

В той же час ця система є найбільш вразливою і вимагає тому її резервування на різних рівнях її побудови. Крім звичних для сучасних пілотованих повітряних суден у БАС використовують не лише постійний струм у 27 В та перемінний однофазний струм з частотою 400 Гц у 36, 115 і 200 В. Більшість вже спроектованих БАС використовують крім цих напруг ще й постійний струм у 3, 6, 12 та 24 В. З метою мінімізації маси БАС можливе застосування електричного струму і з іншими параметрами. В свою чергу це розмаїття параметрів електросистем БАС породжує проблему наземного забезпечення електроенергією БАС на землі під час їх обслуговування та підготовки до польотів. Для цього необхідно створити принципово нові переносні та пересувні аеродромні електроагрегати, які б могли використовуватись на підготовлених та польових злітно-посадкових майданчиках.

Найбільш доцільним є створення модульного аеродромного електроагрегату. При цьому базовим модулем повинен бути модуль з дизельним двигуном та електрогенератором який виробляє трифазний перемінний струм 340 В, частотою 400 Гц і потужністю 10 кВт. При цьому повинне бути спроектоване сімейство дизельних двигунів придатних працювати як на дизельному пальному, так і на різних видах палива в залежності від основного типу палива, яке використовується на БАС що базуються на конкретному злітно-посадковому майданчику. Іншими модулями повинні бути різного типу перетворювачі електроенергії та акумуляторні батареї, які можуть заряджатись від електрогенератора, так і від сторонніх джерел електроенергії.

Таким чином ми зможемо отримати безліч модифікацій аеродромного електроагрегату, конкретні характеристики якого будуть залежати від потреб тих чи інших БАС. Це суттєво дозволить розширити можливі варіанти систем електроживлення БАС при створенні їх норма льотної придатності.

*Науковий керівник – Тамаргазін О.А., д-р техн. наук, професор*

## ФАКТОРИ, ЯКІ ВПЛИВАЮТЬ НА ПРОЦЕС ОЧИЩЕННЯ АВІАЦІЙНИХ ПАЛИВ В ГРАВІТАЦІЙНОМУ ПОЛІ ЗЕМЛІ

До факторів, які впливають на процес очищення авіаційних палив в гравітаційному полі Землі від забруднень висувається ряд вимог: незалежність, керованість, точність вимірювання, сумісність, однозначність.

Виходячи з вище наведених вимог, розглянемо такі фактори.

Характеристика авіаційного палива. Даний фактор важливий з точки зору зміни характеристик палива від температури навколишнього середовища: його в'язкість  $\mu$ , ( $\text{м}^2/\text{с}$ ), густина  $\rho_n$ , ( $\text{кг}/\text{м}^3$ ) та відносна діелектрична проникність  $\epsilon_n$ .

Силові. На частку забруднення, яка знаходиться в паливі діють наступні сили: сила тяжіння  $P$ , сила Архімеда (реакція речовини)  $F_a$  та сила опору руху частки (сила Стокса)  $F_c$ .

Характеристика забруднювача. Даний фактор залежить від: типу забруднювача (органічний, неорганічний, метал і ін.); грануметричного складу, форми, концентрації  $C$ , ( $\text{мг}/\text{л}$ ), відносної діелектричної проникності  $\epsilon_3$  та густини часток забруднень  $\rho_3$ , ( $\text{кг}/\text{м}^3$ ); сили адгезії до поверхні осадження.

Конструктивні. На ступінь очищення палив впливає: схема очисника та відношення розмірів його окремих елементів; форма і кількість його робочих площин.

Експлуатаційні. До експлуатаційних факторів відносять: швидкість потоку палива в очиснику  $Q$ , ( $\text{м}/\text{с}$ ); режим течії, що визначається числом Рейнольдса; температура палива; вібрація; тиск та перевантаження.

Розглянувши дані фактори, можна зробити висновок, що при врахуванні кожного з них можна підвищити ефективність очищення авіаційних палив в гравітаційному полі Землі.

*Науковий керівник – Пузік С.О., канд. техн. наук, професор*

УДК 629.735.33-519:621.243(043 2)

Матійчик Д.М.

*Національний авіаційний університет, Київ***ОСОБЛИВОСТІ ПІДГОТОВКИ ЗОВНІШНІХ ПІЛОТІВ БЕЗПІЛОТНИХ ЛІТАКІВ З ЕЛЕКТРИЧНОЮ СИЛОВОЮ УСТАНОВКОЮ**

Світова практика показує, що у цілому методика підготовки зовнішніх пілотів (ЗП) безпілотних літаків з електричною силовою установкою (БЛзЕСУ) не відрізняється від підготовки пілота літака і повторює її, однак в деталях має свої особливості. Першим є те, що відсутній фізичний зв'язок пілота і об'єкта пілотування, що виключає застосування вестибулярного апарату та інших компонентів заснованих на відчуттях пілота, зокрема вібрацій, температури, запаху тощо. Друга особливість полягає у стереотипі, що БЛзЕСУ сприймаються як щось несерйозне, іграшкове. Реальне розуміння приходить після першої втрати дорогого виробу. Також важливим є фактор відсутності попереднього професійного відбору кандидатів, що може викликати стресовий стан, який часто закінчується глибоким розчаруванням і фактичним розривом з майбутньою роботою.

На сьогодні склалися наступні два типи методик підготовки ЗП а саме методики самостійного освоєння пілотування та методики організованого навчання під керівництвом інструктора. У двох випадках за основоположний вибирається принцип наступності і послідовності у навчанні.

Перший тип методик, розрахований на незначну результативність. Відповідно, відсоток майбутніх пілотів, що можуть безаварійно виконати найпростіші польоти типу “зліт-маршрут-посадка” при силі вітру до 12...15 м/с з зльотом і посадкою у межах заявленої смуги є незначний. Для забезпечення принципу наступності виробники пропонують придбати літак, який “летить сам”, купити і займатись на флайт – стимуляторі (FMS) тощо. Однак, як свідчить практика підготовки, реалізму польоту на симуляторі важко досягнути і у майбутнього ЗП формується викривлене розуміння “ціни” помилок у пілотуванні.

Мета роботи полягала у встановленні особливостей підготовки ЗП БЛзЕСУ при розробці методики їх навчання. При цьому дотримувались того, що як і в пілотованій авіації, навчання має бути багаторівневим, приймаючи, що потрібна реалізація глибокого професійного відбору пілотів з високим рівнем природних задатків для успішного досягнення необхідних знань, а особливо вмінь та навичок. По-друге, виходили з того, що процес пілотування безпілотних літаків з ЕСУ ускладнюється перебуванням пілота на землі а вимоги до виконання елементів польоту ті самі як і для пілота літака.

По - третє сучасний стан комп'ютерних навчальних засобів дозволяє широко використовувати флайт – стимулятори, що дозволяє значно прискорити навчання пілота та здешевити саму практичну підготовку в частині економії паливо-мастильних матеріалів та матеріальної частини, яка повинна забезпечувати навчальний процес.

Значну роль при реалізації методик буде відігравати спарена система керування з інструкторським та учнівським пультами. При наявності такої системи створюються умови навчання аналогічні тим, що є на пілотованому навчальному літаку.

*Науковий керівник – Кабанячий В.В., канд. техн. наук, доцент*

**ОСОБЛИВОСТІ ВАНТАЖНИХ АВІАЦІЙНИХ ПЕРЕВЕЗЕНЬ  
БЕЗПІЛОТНИМИ ЛІТАЛЬНИМИ АПАРАТАМИ**

Впровадження в систему сучасної цивільної авіації транспортних безпілотних авіаційних систем (БАС) різного класу висуває, як перед конструкторами таких БАС, так і перед експлуатантами складну задачу оптимізації вантажно-розвантажувальних операцій під час комерційного обслуговування БАС. Від цих операцій в значній мірі залежить економічна доцільність використання транспортних повітряних суден. Та на відміну від пілотованих повітряних суден для транспортних БАС, які відносяться до легких та середніх безпілотних повітряних суден, використання традиційних авіаційних контейнерів та піддонів неможливе, так як розміри вантажних відсіків таких повітряних суден значно менші ніж габаритні розміри стандартних авіаційних контейнерів та піддонів.

Для важких і надважких БАС можливе використання традиційних авіаційних контейнерів та піддонів. Але аналіз конструкцій перспективних типів транспортних БАС цих класів показав, що і для них використання традиційних контейнерів та піддонів не завжди буде економічно доцільним. Це пов'язано в першу чергу з тим, що параметри вантажних відсіків транспортних БАС можуть мати суттєво інші значення ніж у транспортних пілотованих повітряних суден. Крім того розташування центру мас транспортних БАС може змінюватись у значно більшому діапазоні значень ніж у вантажних літаків, які на сьогоднішній день є основними засобами перевезення вантажів на повітряному транспорті.

Таким чином, надзвичайно актуальною є зараз задача розробка нових стандартів на авіаційні контейнери, які будуть використовуватись на транспортних БАС. Створення цих стандартів повинне з одного боку стимулювати проектування транспортних БАС, а іншого боку, за рахунок створення відповідних розділів норм льотної придатності БАС різних класів, оптимізувати наземне технологічне обладнання, що буде застосовуватись в аеропортах для комерційного обслуговування транспортних БАС.

Так як в найближчий час можна очікувати появу лише транспортних БАС легкого та середнього класу, тобто з максимальною злітною масою до 5700 кг, тому першочерговою є задача розробити технічні вимоги до внутрішньо-фюзеляжних та підвісних контейнерів відносно не великих розмірів. Такі контейнери повинні бути пристосовані для перевезення в першу чергу штучних вантажів, які мають довільну форму. Це можуть бути запасні частини, упаковки з ліками, рятувальне обладнання тощо.

*Науковий керівник – Тмаргазін О.А., д-р техн. наук, професор*

УДК 681.586.5(043.2)

**Афанасьєва Л.О., Новіков В.І., Чернишенко Н.А.**  
*Національний технічний університет України «КПІ», Київ*

## **АНАЛІЗ АЛГОРИТМІВ АДАПТИВНОЇ ФІЛЬТРАЦІЇ**

При швидкісній передачі дискретних повідомлень по стохастичним каналах зв'язку виникають проблеми, пов'язані із необхідністю урахування різного роду адитивних завад. Наприклад, при використанні каналів зв'язку короткохвильового діапазону особливо характерна ситуація присутності в них зосереджених по спектру перешкод, які є негаусовськими випадковими процесами. Наявність цих перешкод обумовлено, наприклад, великим числом радіозасобів, одночасно працюючих в каналі на близьких частотах.

Стохастичні канали зв'язку з характерним для них ефектом розсіювання енергії переданого сигналу в часі (обмеження смуги частот, багатопроменевого розповсюдження), за частотою (завмирання, доплерівські зміщення) і в просторі неминуче ускладнюють пристрій обробки прийнятого сигнального поля, тому на виході каналу поточна реалізація поля виявляється залежною від стану каналу в попередні моменти часу в різних точках розглянутої просторово-частотній області обробки. Флуктуаційні і зосереджені перешкоди (у часі, по частоті і в просторі) додатково ускладнюють завдання прийому дискретних повідомлень в стохастичних каналах.

Алгоритм зі змінним кроком адаптації дозволяє реалізувати з високими якісними показниками адаптивний фільтр негаусовських випадкових процесів.

Адаптивний фільтр автоматично перебудовує свої параметри, і при їх синтезі майже не потрібно апріорних відомостей про властивості сигналу і завади. При цьому використовується допоміжний або еталонний вхідний сигнал, що отримується від одного або декількох датчиків, розташованих в тих точках поля завад, де сигнал є слабким або не виявляється. Цей вхідний сигнал завади фільтрується і виділяється з суміші сигналу і завади. У результаті вихідна завада пригнічується або послаблюється. Управління фільтрацією завади за допомогою відповідного адаптивного процесу пригнічення завади, майже не призводить до спотворення корисного сигналу і зростання рівня завади на виході.

В роботі запропоновано нові алгоритми адаптивної фільтрації негаусовських сигналів в каналах зв'язку.

*Науковий керівник - Лисенко О.І., д-р техн. наук, професор*

**ВЛИЯНИЕ ПОВРЕЖДЕНИЙ ВНЕШНИХ ОБВОДОВ КРЫЛА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА НА РАСПРЕДЕЛЕНИЕ ТЕМПЕРАТУРНЫХ ПОЛЕЙ ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ**

При повреждении крыла ЛА посторонними предметами в полете изменяется характер обтекания крыла воздушным потоком, в результате чего имеет место локальный нагрев поврежденного участка, температура которого отличается от температуры прилегающих участков. Температура восстановления (температура пограничного слоя вблизи поверхности крыла) определяется по формуле

$$T_r = T_\delta \left( 1 + (k - 1) / 2 \cdot rM^2 \right) = T_\delta \left( 1 + 0,2rM^2 \right) \quad (1)$$

Принимая градиенты температур в направлении осей  $y$  и  $z$  равными нулю  $\partial T / \partial x = \partial T / \partial z = 0$ , запишем уравнение теплового баланса:

$$\alpha(T_r - T_{пов}) - \varepsilon\sigma T_{пов}^4 + \beta_c G_c \cos \psi = \lambda(\partial T / \partial x)_{пов} \quad (2)$$

Первый член – это тепло, подводимое к поверхности ЛА из пограничного слоя, второй – тепло, излучаемое в окружающую среду, а третий – тепло от солнечной радиации. Выражение в правой части характеризует тепло, поступающее внутрь конструкции аппарата за счет теплопроводности. Установившийся теплообмен имеет место, когда тепло, подводимое к конструкции, равно теплу, отдаваемому ею в окружающую среду:

$$\alpha(T_r - T_{об}) - \varepsilon\sigma T_{об}^4 + \beta_c G_c \cos \psi = 0 \quad (3)$$

Распределение по времени температур в элементах конструкции можно определить, решив уравнение Фурье. Для одномерного температурного поля имеем:

$$\partial T / \partial t = a(\partial^2 T / \partial x^2), \quad (4)$$

где  $a = \lambda / \rho c$  – коэффициент температуропроводности, м<sup>2</sup>/с.

Используя вышеприведенные формулы, а также уравнения Навье-Стокса, можно получить распределение температур пограничного слоя вдоль внешних обводов крыла после повреждения. Исходные данные для моделирования: профиль крыла Ан-148, скорость набегающего потока 100 м/сек., температура окружающей среды 293,2 К, атмосферное давление 101325 Па, угол атаки 0 град.

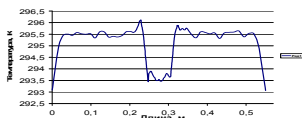


Рис. 1а. Распределение температур пограничного слоя вдоль передней кромки крыла после повреждения

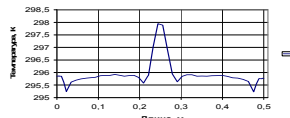


Рис. 1б. Распределение температур пограничного слоя вдоль задней кромки крыла после повреждения

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

УДК 629.735.015.4:629.735.45(043.2)

Лозинская А.Г.

*Национальный авиационный университет, Киев***СИНТЕЗ СИСТЕМЫ НАВЕДЕНИЯ ВЕРТОЛЕТА НА ДВИЖУЩИЙСЯ  
ОБЪЕКТ ДЕСАНТИРОВАНИЯ**

Сравнительная оценка известных методов самонаведения летательных аппаратов показала, что для дальнейшего исследования системы наведения вертолета на движущийся объект десантирования целесообразно выбрать метод наведения в упреждающую точку встречи с целью, то есть платформой корабля. Данный метод имеет преимущество, так как цель наведения движется прямолинейно и равномерно.

Для метода наведения в наивыгоднейшую упрежденную точку встречи характерны расчеты требуемых углов упреждения  $q_{zm}$  и  $q_{az}$  для плоскостей продольного и бокового движений вертолета.

Теоретические достижения и практические испытания подтвердили, что на сегодняшний день существует закон наведения, который существенно повышает точность по сравнению с другими методами наведения. Данный метод полученный с помощью линейно-квадратичного принципу (ЛКП)

Точность ЛКП состоит в том, что наведение зависит от продолжительности полета летательного аппарата (вертолета) до момента встречи с объектом наведения (кораблем), а также положения, скорости и ускорения корабля относительно вертолета.

Получить информацию, необходимую для реализации ЛКП-наведения, можно двумя способами. Первый заключается в повышении точности измерений и использовании дополнительных бортовых информационных элементов. Но рост стоимости, габаритов и массы делают этот способ нецелесообразным. Более того, ускорение корабля не может быть измеренным непосредственно. Второй способ является программным и не обладает вышеперечисленными недостатками.

Так как корабль в момент сближения будет двигаться равномерно, то есть с нулевым ускорением, целесообразно использовать модель расширенного фильтра Калмана (РФК) с нулевым ускорением объекта наведения.

Расширенный фильтр Калмана представляет собой фильтр девятого порядка с моделью системы, заданной в декартовой системе координат. Девятью параметрами состояния являются компоненты вектора дальности, характеризующей положение объекта наведения относительно ЛА, вектора скорости сближения и вектора ускорения объекта наведения в инерциальной системе координат. Ускорение ЛА измеряют с помощью бортовых датчиков и используют при вычислении вектора сигналов управления.

Так как корабль движется с постоянной скоростью, то количество параметров состояния РФК уменьшается до шести: по три составляющие вектора дальности, определяющих положение корабля относительно вертолета и вектора относительной скорости корабля.

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

УДК 629.7.014-519:004.4'24(043.2)

**Степанюк О.А., Веремійчук В.В.**

*Національний авіаційний університет, Київ*

**СИСТЕМА ПІДТРИМКИ ПРИЙНЯТТЯ РІШЕНЬ ВИБОРУ ТИПУ  
БЕЗПІЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ НА ОСНОВІ ПОРІВНЯННЯ  
ХАРАКТЕРИСТИК ЇХ ПОТЕНЦІАЛІВ**

У зв'язку з бурхливим розвитком безпілотної авіації в світі та попитом і пропозицією, що різко зросла на ринку безпілотних літальних апаратів (БПЛА), виникла нагальна проблема їхнього обґрунтованого вибору. Покупець на ринку БПЛА ставить перед собою мету придбання такого зразку БПЛА (та їхньої партії), який би відповідав вимогам заданого рівня ефективності його застосування і в той же час мав би прийнятні, з його точки зору, вартісні витрати.

Проведення порівняльної оцінки та обґрунтування вибору зразків БПЛА представляє собою складну задачу, для вирішення якої необхідно мати основні показники техніко-економічної оцінки з їх ваговими коефіцієнтами, повний комплекс характеристик порівнювальних зразків та їх значення, а також алгоритми порівняльної оцінки та вибору оптимального зразка БПЛА.

Розв'язок даної задачі, яка характеризується широкою номенклатурою порівнюваних характеристик для БПЛА, без застосування спеціальних алгоритмів та засобів автоматизації, не є можливим. Суть запропонованої у роботі методики полягає в тому, що вибирати кращий зразок БПЛА необхідно через визначення та порівняння його технічних характеристик. Технічна досконалість об'єкту оцінюється через його технічний рівень, під яким розуміється відносна характеристика якості, заснована на зіставленні значень показників технічної досконалості оцінюваного об'єкту з відповідними значеннями. Запропонований метод є диференційним методом оцінки якості, який базується на зіставленні сукупності значень одиничних показників технічної досконалості одного об'єкту з відповідною сукупністю значень іншого при визначенні ваг цих показників, характеристик та функціональних систем БПЛА.

Завдання з прийняттям рішень включає в себе наступні компоненти, такі як формування набору альтернатив, системи критеріїв та проведення оцінки альтернатив за вибраними критерієм. Порівняльна оцінка зразків БПЛА проводиться на основі показників, які характеризують їх основні функціональні властивості. Загальна схема вирішення завдання порівняльного аналізу варіантів СТС включає п'ять основних етапів: формування структури показників оцінки, визначення показників ваг, відбір об'єктів для порівняльного аналізу, аналіз по кожному інтегральному показнику, фінальний аналіз.

Розроблений алгоритм став основою для розробки відповідної методики та створення автоматизованої системи підтримки прийняття рішень з порівняльної оцінки та вибору зразків БПЛА. Створення такої системи дозволяє забезпечити оперативне вирішення завдань з порівняльної оцінки та вибору зразків БПЛА, підвищити достовірність результатів та запобігти витрат на невірні рішення.

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



**ESTIMATION OF THE TECHNICAL STATE FOR GAS TURBINE ENGINE ELEMENTS BASED ON WAVELET ANALYSIS**

One of the promising areas to solve the efficiency of power plants characteristics of modern aircraft is in the area of integrated automatic control and monitoring of aircraft gas turbine engine (GTE). It refers on adaptation to operating conditions and usage aircraft reliability and its resource.

The wear, during operation, leads to changes in the condition and characteristics of engine components: bearing rotor parts, gears, blade machines, combustion chambers, and flow path components. This significantly changed both static and dynamic characteristics of the engine, determining its properties as an object of regulation.

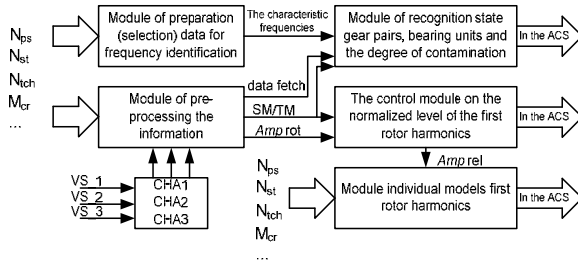


Fig.1. Diagnostic model for gas turbine engine elements

The module of pre-processing the information (MPPI) is digitized vibration signal rejection of bad data sets based on the tolerable and cross-checking. Then the data are passing wavelet transform with further spectral analysis of the wavelet coefficients. The components of first rotor harmonics turbocharger rotors, screw and transmission are allocated from the spectrums. Amplitude values of the spectrum allocation are transferred to the control module on the normalized levels, where they are compared with three typical levels [1].

The developments of a method for automatic recognition of the technical state of engine parts will enable, during engine operation, automatically navigate to the control mode, the best in the circumstance. It can be implemented in an automatic control system (ACS) of the engine.

**Literature:**

1. Юр, Т. В. Метод анализа технического состояния подшипников качения, основанный на использовании вейвлет-математики / Т. В. Юр, В. Н. Харитонов, В. И. Дубровин // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2010. – 10(77). – С. 187–191.

*Scientific supervisor – Enchev S.V., PhD, Assistant Professor*

### **ТЕХНОЛОГІЯ ЗИМОВОГО УТРИМАННЯ АЕРОДРОМІВ**

Найбільш складним і відповідальним періодом експлуатації аеропортів цивільної авіації багатьох країн є зимовий. Більшість аеропортів України, Росії, інших європейських країн перебуває в зоні впливу негативних температур у період проходження осінньо-зимової навігації. У цей період питання безпеки польотів безпосередньо пов'язані з рішенням проблеми усунення сніжних утворень та ожеледиці, підготовкою аеродромних покриттів. Покриття вважається придатним при відсутності на його поверхні сторонніх предметів, шару опадів і при забезпеченні необхідного зчеплення коліс повітряних суден (ПС) з поверхнею покриття, достатнього для ефективного гальмування на злітно-посадочній смузі. Безпечна й регулярна експлуатація ПС всіх типів у зимових умовах вимагає постійного, оперативного, якісного очищення елементів аеродрому.

Для оперативної підготовки до експлуатаційної готовності елементів аеродрому з метою забезпечення регулярності польотів і раціонального використання засобів механізації всі роботи в зимовий період по очищенню від снігу розбивають на три черги: перша - очищення злітно-посадкової смуги (ЗПП), бокових смуг безпеки на ширину 10 метрів від границі ЗПП, використовуваних для руління доріжок (РД) із відкиданням валів, перону, світильників ("вогнів") по границях ЗПП і КПБ, а також підготовка зон розташування курсових радіомаяків (КРМ) і глісадних радіомаяків (ГРМ); друга - очищення міст стоянок (МС), інших РД, узбіч всіх РД на ширину 10 м і привокзальної площі, а також підготовка запасної ґрунтової злітно-посадкової смуги (ГЗПП); третя - очищення кінцевої полоси безпеки (КПБ) на половину її довжини, БПБ до повної ширини 25 м, узбіч МС і перонів, під'їзних колій до об'єктів радіозв'язку, складу ПММ.

Технічний рівень засобів механізації й автоматизації аеропортів повинен забезпечувати підготовку покриттів до польотів протягом 1 г після закінчення снігопаду й протягом 2 г після утворення ожеледі; причому очищення ЗПП від снігу виконується за 30, а видалення ожеледі за 45 хв. До засобів механізації технологічних процесів очищення елементів аеродрому від снігу, попередження й видалення ожеледі відносяться плужні й плугово-щіткові снігоочисники, щітково-вакуумні снігоочисники, вітрові й теплові машини, снігоочисники з металевими робочими органами (роторні, шнеко-роторні, фрезерно-роторні), розкидачі хімічних реагентів, навантажувачі снігу й інші.

На сьогоднішній день існує значна кількість як всесвітньо відомих, так і маловідомих, але досить перспективних фірм-виробників наземної техніки для зимового змісту аеродромів. Метою дослідження є аналіз сучасних технологій зимового утримання аеродромів, послідовність очищення елементів аеродрому та авіаційної наземної техніки, яка при цих процесах використовується.

*Науковий керівник – Соболев В.В., ст. викладач*

УДК 681.51:625.76.08(043.2)

Мороз С.О.

*Слов'янський коледж НАУ, Слов'янськ*

## **НОВІТНІ ТЕХНОЛОГІЇ НАНЕСЕННЯ МАРКУВАННЯ НА ШТУЧНИХ ПОВЕРХНЯХ АЕРОДРОМІВ**

Актуальною і досить складною задачею сучасних аеропортових технологій є екологічно чистий з найменшими втратами сировини метод нанесення маркірувальних ліній на ЗПС, РД і МС повітряних суден.

Досліджуючи проблему по нанесенню маркіровки, компанія «HOFMAN» розробило спеціальну систему для її вирішення – це метод (безповітряного) розпилення під високим тиском двохкомпонентних спрій - пластиків у співвідношенні 98:2. Для цієї розробленої у 2005 році технології потрібен всього один резервуар з основним матеріалом. Ця технологія враз усуває всі проблеми, котрі завдавав дорогий, незручний і досить часто пов'язаний з великими затратами сировини – метод розпилення у співвідношенні 50:48:2 з двома резервуарами для різних матеріалів, який практикувався десятиліттями.

З кінця 90-х років компанія «HOFMAN» при демонстрації безповітряного способу розпилення АМАКОС, використала новий винахід, так званий варіатор, – котрий знижує вплив тиску розпилення на ширину полоси. Саме по цій причині варіатор модернізувався в останні роки. Варіатор котрий застосовують в наш час у Німеччині та інших країнах Європи, регулює відстань пістолета-розпилювача до дорожнього полотна в залежності від тиску розпилення, змінюючи тим самим вплив зміни (перепаду) тиску. У цьому випадку при правильному регулюванні у великому діапазоні тиску розпилення ширина смуги автоматично залишається постійною. Успіхи методу безповітряного розпилення:

- миттєва зміна налаштування витрати матеріалу на метр смуги (товщина слою) більше не проявляється в помітній зміні ширини смуги.
- на великій площі швидкість розмітки може змінюватись при постійній кількості розпилюваного матеріалу на метр розмітки, не викликаючи зміни ширини смуги. При цьому машина працює набагато економічніше.

Хочеться звернути вашу увагу на те, що такий метод нанесення маркіровки є досить економічним та надійним, так як використання в якості робочого матеріалу спрей - пластиків набагато довше зберігає маркіровку аеродромних покриттів. Проводивши дослідження у 2009 році, вчені зауважили, що використання такого методу значно покращить роботу аеропорту та зменшить його економічні витрати та час на обслуговування ЗПС, РД і МС повітряних суден. Сучасні аеропорти ЦА мають можливість придбати такі системи з застосуванням безповітряного методу маркірування поверхонь аеродрому. З появою цих агрегатів у ЦА України, підвищиться і продуктивний процес авіа підприємств. Закордонні фірми, що роблять маркірувальну техніку, мають широку гаму маркірувального устаткування, агрегатів і машин для механізації підготовчих і допоміжних операцій при розмітці аеродромів і під'їзних шляхів.

*Науковий керівник – Суліман О.М., ст. викладач*

## ІДЕНТИФІКАЦІЯ МАТЕМАТИЧНИХ МОДЕЛЕЙ АВІАЦІЙНИХ ГАЗОТУРБІННИХ ДВИГУНІВ

Розвиток теорії управління характеризується все більшою увагою до питань побудови моделі об'єкта управління за даними «вхід-вихід», отриманими в умовах функціонування об'єкта. Це пояснюється тим, що для складних об'єктів апріорна інформація про закономірності їх функціонування завжди є неповною і створення системи управління пов'язано з низкою теоретичних і практичних труднощів. Тому необхідно попереднє вивчення об'єкта, отримання його математичного опису за даними «вхід-вихід», яке і складає зміст теорії ідентифікації, спрямованої на розробку методів і засобів отримання моделі об'єкта управління.

Під *ідентифікацією* в широкому сенсі розуміється отримання або уточнення за експериментальними даними моделі реального об'єкта, вираженої в тих чи інших термінах (описаної на тій чи іншій мові).

ГТД являє собою складну динамічну систему, тому докладний опис процесів, що відбуваються у ГТД, викликає певні труднощі. Класифікація існуючих моделей ГТД як багатовимірних об'єктів управління за критерієм точності описуваної ними динаміки і кола вирішуваних з їх допомогою задач аналізу та синтезу САУ показує, що для вирішення різних завдань по дослідженню САУ можна використовувати різні за рівнем складності моделі ГТД.

У загальному вигляді методи ідентифікації об'єктів можна розділити на дві групи - методи параметричної ідентифікації (визначення параметрів моделі) і методи непараметричної ідентифікації (оцінка частотних характеристик, перехідних характеристик і т.п.).

У загальному випадку, ідеальна математична модель ГТД повинна задовольняти комплексу вимог, часто суперечливих:

- адекватно відображати взаємозв'язок між параметрами і процесами в ГТД;

- забезпечувати задану точність розрахунків параметрів;
- бути зручною для використання при розрахунках і моделюванні;
- бути адаптованою до індивідуального екземпляру ГТД і т.д.

На підставі цього сформулюємо вимоги до НМ-моделей ГТД:

- 1) точність;
- 2) адекватність експериментальним даним, відсутність втрат інформації, можливість виявлення аномальних даних;
- 3) адаптивність до індивідуального екземпляру ГТД ;
- 4) мінімальний об'єм використовуваної пам'яті;
- 5) швидкодія (мінімальні розрахункові затрати);
- 6) можливість реалізації в реальному часі.

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

УДК 629.7.014-519:629.7.03.001.76(043.2)

Ситник А.В., Франчук Р.М.

*Національний авіаційний університет, Київ***ПІДВИЩЕННЯ ПАЛИВНОЇ ЕФЕКТИВНОСТІ ДВИГУНА  
ВНУТРІШНЬОГО ЗГОРАННЯ БЕЗПІЛОТНОГО ПОВІТРЯНОГО СУДНА**

Економія палива в наш час важливе питання. Для економії використовують багато різних методів таких як: механічні, газодинамічні, термодинамічні, зміна типу палива, котрі в свою чергу збільшує вартість двигуна та палива. Оскільки ці зміни потребують використання спеціальних матеріалів, зміни конструкції та комп'ютеризації двигуна. Одним з методів підвищення паливної ефективності двигунів є спосіб озонування. Він представляє собою повну заміну природного окисника кисню ( $O_2$ ) на озон ( $O_3$ ) або пропорційне підмішування його до повітря. Озон – трьохатомна алотропна модифікація кисню блакитного кольору [1]. Озон на одну четверть ефективніший окисник за кисень. Температура кипіння  $-111,9^\circ C$ , а густина в півтора рази більша за кисень. Це робить його кращим окисником як в ракетній технології так і в автомобільній та авіаційній промисловості [2]. Добувається озон двома методами: дія на повітря електричним розрядом чи потужного ультрафіолетового випромінювання.

Метою даної роботи є доведення раціональності використання озону в безпілотній авіації, що в свою чергу надасть можливість підвищити час перебування безпілотного повітряного судна в повітрі з меншими затратами палива чи короткострокового збільшення потужності силових установок для таких режимів польоту як зліт з коротких злітно-посадкових смуг, збільшення швидкості для швидкої зміни точки спостереження, швидкого набору висоти та збільшення тягоозброєності літального апарату при складних маневрах.

Для цих потреб плануємо використати озонний генератор, що представляє собою два електроди, голковий (катод) та пластинчастий (анод) в кварцовій трубці на котрі подається напруга в 20 000 вольт [3]. Він розміщується в повітряному каналі, по якому йде повітря до карбюратора двигуна та за допомогою системи клапанів регулює пропорції змішування озону та повітря. Цим самим збільшується температуру горіння палива та кількість виділеної енергії, що в свою чергу збільшує потужність двигуна, або при сталій потужності зменшує питому витрату палива.

*Науковий керівник – Матійчик М.П., канд. техн. наук, доцент*

**ПОРІВНЯЛЬНИЙ АНАЛІЗ СТАНДАРТИЗОВАНИХ НОРМАТИВНИХ ДОКУМЕНТІВ СИСТЕМ ЕЛЕКТРОПОСТАЧАННЯ ПОВІТРЯНИХ СУДЕН**

Система електропостачання (СЕП) являється однією з найважливіших систем у структурі сучасних повітряних суден (ПС). Для чіткого контролю при проектуванні та експлуатації цих систем існує Державний стандарт ГОСТ 19705-89 – який є основним регулюючим документом в Україні, щодо функціонування СЕП ПС. В документі встановлені вимоги до якості електроенергії у сталих та перехідних режимах роботи СЕП, та до вхідних параметрів живлення приймачів електроенергії.

Прогресивні розробки в області літакобудування вимагають постійної підтримки якості електроенергії в СЕП ПС. Це дозволяє якісно функціонувати бортовому обладнанню, зменшує можливість відмов, подовжує час їх експлуатації

Такі умови створюють засади розробки сучасних норм до СЕП ПС. В Росії вже введено новий ГОСТ Р 54073-2010, в якому відповідні стандарти змінилися в бік більш жорстких вимог до напруги у всіх режимах роботи СЕП. Це вказує на те, що сучасні ПС будуть будуватися і експлуатуватися за новими нормативними документами. Зважаючи на те, що Україна і Росія тісно співпрацюють в області літакобудування, в найближчому майбутньому буде модернізовано і нормативну базу України у відповідності до нових вимог і стандартів.

Проводячи аналіз нового ГОСТ Р 54073-2010 чітко видно, що звузились діапазони напруги змінного струму первинної системи у порівнянні з ГОСТ 19705-89 при нормальному режимі роботи з 108-119 В до 108-118 В, аварійному – з 104-122 В до 108-118 В та ненормальному – з 104-122 В до 108-118 В. Верхній рівень напруги, так звана «мажоранта» «трубки допусків» зменшився, а це безумовно вимагає якісної роботи системи генерування та регулювання напруги.

Підвищення якості електроенергії на борту ПС дозволить вирішити декілька задач, які виникають під час проектування, створення та експлуатації СЕП. Зменшення верхньої межі напруги струму має позитивний аспект, що проявляється у підвищенні відмовостійкості та відмовобезпеки споживача електроенергії, збільшенні періоду між регламентним обслуговуванням, продовженні строку служби бортового обладнання.

Варто також відзначити, що більш якісна електроенергія дозволяє мінімізувати перетин проводів живлячої мережі ПС, а це напряму впливає на зменшення маси СЕП – це дозволяє суттєво зменшити фінансові затрати при створенні та експлуатації системи та ПС в цілому.

Відповідно до появи нових нормативних документів та змін до вимог в СЕП ПС, будуть реалізовуватись нові наукові розробки, які направлені на створення нових бортових регуляторів напруги для підтримки напруги на належному рівні за допомогою сучасних методів регулювання.

УДК: 681.51:621.317.38:629.735.081:378(043.2)

**Мацюцький Д.В., Лоца О.М.**

*Національний авіаційний університет, Київ*

## **ІНТЕЛЕКТУАЛЬНА СИСТЕМА УПРАВЛІННЯ ЕНЕРГОСПОЖИВАННЯМ НАВЧАЛЬНОГО АНГАРУ**

Фактичний стан паливно-енергетичного комплексу (ПЕК) України та перспектив його подальшого розвитку, вказують на обмеженість наявних в Україні паливно – енергетичних ресурсів (ПЕР), а також на наявність кризових явищ, які пов’язані з відсутністю інновацій у ПЕК, зниженням надійності, якості та економічності енергопостачання. Застосування сучасних енергозберігаючих технологій дозволяє знизити енергетичну потужності та ресурси.

В даній роботі розглядається впровадження енергозберігаючих заходів для навчального ангару НАУ, таких як:

- впровадження новітніх енергозберігаючих технологій;
- впровадження енергозберігаючого обладнання;
- розроблення оптимальних режимів роботи енергоустановок;
- автоматизації управління енергоспоживанням на підприємстві;
- вдосконалення організаційно-технічних заходів;
- удосконалення обліку та контролю за витраченими енергоресурсами.

Для підвищення ефективності використання електроенергією системи освітлення навчального ангару були впроваджені наступні заходи:

- автоматизація управління освітленням (зонне керування джерелами світла, дистанційне включення\відключення, регулювання освітленості) ;
- вибір та впровадження сучасних енергоефективних систем освітлення (заміна світильників на сучасні);
- встановлення ефективної пускорегулюючої апаратури;
- підвищення ККД існуючих приладів за рахунок їх чистки.

Smart House – це система інтелектуальної автоматизації, принципом роботи якої полягає у керуванні об’єднаними інженерними системами, які працюють максимально ефективно за рахунок обміну даними між собою. Основним показником є вміння всіх систем взаємодіяти одна з одною, а також здатність системи обробляти ланцюг подій не тільки по команді оператора, але і на основі автоматичного аналізу ситуацій.

Впровадження інтелектуальної системи управління забезпечить керування не лише роботою всіх електроспоживачів, але й споживачами інших видів енергоресурсів та дозволить:

- зекономити споживання електроенергії до 30%;
- локально вмикати необхідні освітлюючі пристрої;
- своєчасно вмикати та вимикати систему освітлення (частково, або повністю) за допомогою відповідних датчиків (руху, освітленості, димерів тощо);
- раціонально використовувати систему освітлення.

*Науковий керівник – Соколова Н.П., асистент*

**АНАЛІЗ РІЗНОВИДІВ МЕХАНІЧНИХ ЗАБРУДНЕНЬ ПРИ ЕКСПЛУАТАЦІЇ ТРАНСМІСІЙНИХ ОЛИВ В АГРЕГАТАХ АВІАЦІЙНОЇ НАЗЕМНОЇ ТЕХНІКИ**

Як відомо, трансмісійні оливи застосовуються для мащення коробок передач, роздавальних коробок, головних передач ведучих мостів, рульових механізмів, а також зубчастих і ланцюгових передач (редукторів) всіх типів.

В агрегатах трансмісії мастильний матеріал є невід'ємним елементом конструкції. Здатність оливи виконувати і довгостроково зберігати функції конструкційного матеріалу визначаються її експлуатаційними властивостями.

Передчасний вихід з ладу і підвищене зношування деталей, що труться, викликає безперервне забруднення мастильного матеріалу і в двигуні. Кількість і склад утворених в процесі експлуатації оливи домішок, зміна її фізико-хімічних властивостей мають істотний вплив на зношування і нагароутворення, а в кінцевому рахунку - на технічний стан агрегатів авіаційної наземної техніки (АНТ), на їх пробіг до відновлення. Від чистоти мастильного матеріалу залежить ресурс і надійність двигунів внутрішнього згорання, їх екологічні показники і потужність.

Забруднення в оливах можуть виникати як унаслідок потрапляння ззовні, так і в результаті зміни вуглеводневого складу оливи. Ці процеси починаються вже при виробництві мастильного матеріалу на нафтопереробних заводах і продовжуються на всіх стадіях його транспортування, зберігання та застосування.

Забруднення, що утворюються в нафтових оливах або потрапляють у них при виробництві, відносяться до виробничих.

Забруднення, що потрапляють в мастильні матеріали або утворюються в них при транспортних і нафтоскладських операціях відносяться до операційних.

Забруднення, що виникають в оливах або заносяться в них при експлуатації двигунів, механізмів, гідравлічних систем тощо, відносяться до експлуатаційних.

Забруднюючі домішки поділяються на дві основні групи: органічні та неорганічні.

Неорганічні домішки - це пил, пісок ( абразив), технологічні забруднення при виготовленні і ремонті двигуна, частинки механічного зносу деталей, а також продукти відпрацьованих зольних присадок.

Органічні домішки утворюються в результаті згорання палива, а також полімеризації, окислення мастильних матеріалів та палива. Крім цього погіршують ситуацію реакції, що проходять за участю з'єднань води і сірки.

Визначення причин та закономірностей потрапляння механічних домішок різного походження у трансмісійні та моторні оливи дасть змогу з більшою об'єктивністю оцінювати зміну якісного стану мастильних матеріалів та їх ресурс у процесі тривалої експлуатації.

*Науковий керівник – Білякович О.М., канд. техн. наук, доцент*



УДК 621.642.3-77 (043.2)

Островський Б.О.

*Національний авіаційний університет, Київ***ПОРІВНЯЛЬНИЙ АНАЛІЗ РІЗНИХ МЕТОДІВ ОЧИЩЕННЯ  
ВНУТРІШНЬОЇ ПОВЕРХНІ РЕЗЕРВУАРІВ**

Підвищення якості очищення внутрішньої поверхні резервуарів різними методами з використанням замороженої води у вигляді гранул, ультразвуковою очисткою та хіміко-механізованої є важливим аспектом під час діяльності об'єктів паливо забезпечення.

Істотний вплив на миття замороженою водою у вигляді гранул здійснює механічний вплив (удар струменю, перемішування розчину), необхідний для повного відриву диспергованих часток забруднення від поверхні. Без механічного впливу на поверхню, що очищається, практично неможливо видалити маслянисте забруднення як при використанні розчинів ПАР, так і електролітів.

Комплекст обладнання для хіміко-механізованої зачистки резервуарів (ОХМЗР) забезпечує високу її якість із застосуванням хімічних мийних препаратів типу МЛ. Вказаний спосіб знижує трудомісткість і дозволяє механізувати процес очищення резервуарів. Очищення внутрішньої поверхні резервуарів цим методом здійснюють безперервним циклом. Істотно підвищити швидкість миючої дії розчину можна за допомогою струменя миючої речовини, що направляється на оброблювану поверхню під високим тиском. Однак обмежуючим фактором швидкості мийки є в цьому випадку піноутворення. У зв'язку з цим необхідно виконати дві вимоги:

- підбирати ПАР, що слабо спінюються;
- здійснювати гасіння піни, утвореної забрудненнями.

Під час використання ультразвукового методу, для інтенсифікації процесів очищення знаходять застосування явище кавітації, що виникає при проходженні через миючу рідину високочастотних (20 – 40 кГц) ультразвукових хвиль.

Сутність кавітації полягає в утворенні і захопленні пухирців при розширенні і стиску рідини під дією ультразвуку. Теоретично для утворення пухирців необхідні дуже високі негативні тиски (1000 МПа для води). У дійсності робочі рідини містять дрібні тверді частки, пухирці повітря, що є ядрами кавітації. Тому кавітація виникає при тисках на один-два порядки нижче зазначеного теоретичного.

Недоліком є те, що при даному методі очищення внутрішньої поверхні резервуару потребує велику кількість миючої рідини, яка повинна заповнити весь його внутрішній об'єм та трудомісткість і не економічність елементів установки ультразвукового очищення.

*Науковий керівник – Пузік С.О., канд. техн. наук, професор*

## СПОСІБ ІНТЕГРАЦІЇ ВИМІРЮВАНЬ АКСЕЛЕРОМЕТРІВ ADXL335 ТА ГІРОСКОПІВ LISY300AL ДЛЯ СТАБІЛІЗАЦІЇ ПОЛОЖЕННЯ БПЛА У ПРОСТОРИ

Блок датчиків для визначення місцеположення БПЛА є важливішим компонентом для просторово-навігаційних систем. Із його допомогою оператор наземної станції керування отримує точні дані щодо координат та орієнтації БПЛА та може здійснювати необхідні для виконання задачі маневри. Тому надійне та достовірне визначення місцеположення є важливою умовою для стабілізації будь-якого класу БПЛА.

Для визначення положення та орієнтації БПЛА використовуються різні типи датчиків. У загальному випадку існує 2 типи датчиків: для визначення відносного (акселерометри, гіроскопи, датчики відстані та кутів) та абсолютного (магнітометри, GPS) позиціонування.

Розглянуто роботу датчиків відносного позиціонування на прикладі аналогових акселерометрів ADXL335 та гіроскопів LISY300AL щодо визначення кутового положення БПЛА у просторі. Розглянутий тип акселерометра вимірює

силу ваги  $F = mg$  або  $a = \frac{F}{m}$ . Тобто знаючи проєкції сили ваги на три осі координат можна визначити напрям вектору рівнодіючої сили на її нахил до горизонтальної площини. Гіроскоп вимірює кутову швидкість та має такі особливості: у стані спокою має нульовий сигнал, при обертанні видає позитивні або негативні значення в залежності від напрямку обертання. Для отримання кута нахилу необхідно виконати інтегрування показань гіроскопу. Час за яким здійснюється інтегрування - це частота дискретизації мікроконтролер, тобто час виконання повного циклу програми.

Для відносно малих періодів часу значення кутів, що отримані за допомогою гіроскопу мають вищу вагу та шуми викликані показами акселерометру відфільтровуються. Для більш довгих періодів часу середнє значення кутів, що отримані за допомогою вимірювань акселерометра матиме більшу вагу на перевагу від показів гіроскопу, який може мати дрефт за цей період.

Отже, за допомогою вищезазначеного виразу можемо визначити межу довіри до вимірювань гіроскопів та акселерометрів.

Написано програмне забезпечення, що здійснює обробку вимірювань датчиків та має візуальний інтерфейс для відображення кутів нахилу об'єкту. Отримані результати мають значення для подальшого проектування системи управління силовою установкою малогабаритного БПЛА.

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