

**ПРОЕКТУВАННЯ, ТЕХНІЧНЕ ОБСЛУГОВУВАННЯ І ДІАГНОСТИКА  
АВІАЦІЙНОЇ ТЕХНІКИ І ГАЗОТУРБІННИХ УСТАНОВОК**

УДК 681.7.069.24: 621.79.02 (043.2)

**Головин І.І., Цегельник Е.В.**

*Национальный аэрокосмический университет  
им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков*

**ПОДХОДЫ К МАТЕМАТИЧЕСКОМУ МОДЕЛИРОВАНИЮ ПРОЦЕССОВ  
ЛАЗЕРНОЙ ОЧИСТКИ ОТ ЗАГРЯЗНЕНИЙ С ЭЛЕМЕНТОВ  
АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ**

Применение лазерного излучения для целей промышленной очистки деталей и элементов конструкции планера летательного аппарата от различного рода загрязнений, а также удаления старых лакокрасочных покрытий в процессе регламентных или ремонтных работ имеет большие перспективы в будущем. Однако сложность процесса и вероятность разрушения обрабатываемого образца или повреждения поверхностного слоя требуют рационального задания режимов обработки, что подразумевает наличие предварительного математического моделирования данного процесса.

При описании процесса воздействия лазерного излучения на твёрдые непрозрачные тела (металлы, полупроводники, диэлектрики) можно выделить три стадии: нагревание без фазовых переходов; плавление и испарение; ионизация испаряемого вещества и образование плазмы. Простейший способ описания воздействия лазерного излучения – описание отдельных стадий.

Из всего множества существующих моделей, пытающихся по возможности описать как можно большее количество процессов, сопровождающих процесс лазерной абляции, можно выделить следующие три: тепловую модель, двухтемпературную модель и гидродинамическую модель. Данные модели были разработанные такими видными учеными как А.М. Бонч-Бруевич, М.А. Ельяшевич, С.И. Анисимов, Джон Реди (J. F. Ready), Я.А. Имас. Большинство перечисленных выше моделей нуждается в целом ряде поправочных коэффициентов, полученных экспериментальным путем и не представляют возможным решить поставленную задачу аналитически. В качестве альтернативного способа решения поставленной задачи моделирования процесса лазерной очистки можно рассмотреть получение на основе экспериментальных данных приближенных формул определения уносимой толщины поверхностного слоя при тепловом разрушении. Альтернативой макроскопическому описанию является описание поведения материала мишени при лазерной абляции на уровне отдельных атомов или молекул при помощи численного подхода, основанного на компьютерном моделировании методом молекулярной динамики (МД).

Основное достоинство метода МД состоит в том, что для его использования необходимо определить лишь детали взаимодействий между отдельными атомами или молекулами в изучаемой системе и не требуется каких-либо предположений о характере изучаемых процессов или макроскопических феноменологических законов, имеющих, как правило, сравнительно узкую область применимости.

*Научный руководитель – С.И. Планковский, д-р техн. наук, профессор*

## СИСТЕМА ОБМЕЖЕННЯ ГРАНИЧНИХ КУТІВ АТАКИ

В даній роботі розглянуто питання розробки системи обмеження граничних кутів атаки для запобігання зриву аеродинамічного потоку з хвостового оперення літака.

Системи (автомати) обмеження граничних кутів атаки знайшли широке застосування в СШК пасажирський і транспортних літаків для попередження виникнення зриву аеродинамічного потоку на крилі або горизонтальному оперенні і звалювання літака. Сучасні вимоги до СШК таких літаків обумовлюють застосування засобів попередження пілота про наближення до зриву.

Аналіз останніх досліджень та публікацій показав, що накопичений досвід розробки систем штурвального керування (СШК) літаків показує, що ефективним засобом запобігання виходу літака на критичні кути атаки є спеціальні автоматичні системи обмеження граничних кутів атаки (штовхачі штурвалу, штурвальный вібратор).

Розглянемо штурвальный вібратор, конструктивне виконання якого може бути вельми різноманітним, проте, найбільше поширення, завдяки простоті і надійності, набули вібратори з електроприводом і ексцентровим механізмом. Досвід показав, що застосування вібраторів є ефективним засобом попередження пілота про наближення зриву. Але є такі режими пілотування літака, наприклад, при переході на пілотування від автопілота, коли руки пілота не лежать на штурвалі, і він не може сприймати сигнали вібратора. Тому звичайно на сучасних літаках для попередження про наближення зриву паралельно з вібратором застосовують звукову сигналізацію.

Також застосовуються штовхачі штурвалу, він працює таким чином, що коли кут атаки досягає раніше визначений кут атаки штовхача, на електромагнітний клапан виконавчого механізму системи штовхача штурвалу подається електричний сигнал, клапан відкривається і зі спеціального балону стислого азоту в циліндр виконавчого механізму подається стислий газ під відповідним тиском, вихідний шток виконавчого механізму переміщується і відхиляє штурвал у напрямку нейтрального положення, зменшуючи таким чином кут атаки.

### Список використаних джерел

1. *Абрамов С.І.* Проектування систем керування літальних апаратів. Системи керування літака з гідромеханічним приводом: Навчальний посібник / С.І. Абрамов, Г.Й. Зайончковський. – К.: НАУ, 2005. – 188 с.
2. Аеродинаміка і динаміка польета магистральних самолетов / Под ред. академика РАН Г.С.Бюшгенса. – Москва – Пекин: Изд. отдел ЦАГИ, Авиаизд. КНР, 1995. – 772 с.

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

Франкевич М.С.

*Національний авіаційний університет, Київ***АНАЛІЗ МЕТОДІВ КОМПЕНСАЦІЇ РЕАКТИВНОГО МОМЕНТУ  
ОДНОГВИНТОВИХ ВЕРТОЛЬОТІВ**

В доповіді розглянуті методи компенсації крутного моменту несного гвинта (НГ) одногвинтових вертольотів.

Особливість створення вертольотом піднімальної сили сприяє виникненню реактивного моменту. Сили опору повітря, які діють на лопаті НГ передаються на редуктор, а потім через вузли кріплення і на сам фюзеляж вертольоту. Цей момент прагне обертати вертоліт в напрямі, який протилежний обертанню гвинта.

Основним рішенням у питанні компенсації реактивного моменту є застосування рульового гвинта, яка займає домінуюче положення (близько 97 %), але властиві йому недоліки стимулюють на дослідження альтернативних методів. Серед яких отримали поширення застосування фенестрона, а також система NOTAR.

Фенестрон являє собою гвинт в профільованому кільцевому каналі з поперечною віссю. Подібна система практично виключає небезпеку зачіпання перешкод, істотно збільшує безпеку робіт обслуговуючого персоналу, збільшує надійність вертольота в цілому. При горизонтальному польоті гвинт фенестрона значно розвантажується і споживає меншу, ніж рульової гвинт, потужність. До основних недоліків подібної схеми слід віднести складність конструкції і обслуговування, велику масу.

Найбільш перспективною є схема NOTAR (NO Tail Aviation Rotor). Ця система складається з соплової і циркуляційної підсистем. Циркуляційна підсистема використовує ефект Коанда при видуві високошвидкісних струменів через поздовжні щілини на циліндричній хвостовій балці, завдяки якому при обтіканні хвостової балки індуктивним потоком від НГ створюється аеродинамічна сила, компенсуюча реактивний момент. Соплова підсистема використовується для безпосереднього керування ризиканням. Сопло являє собою решітку з направляючих пластин, що розвертають потік з осьового напрямку всередині хвостової балки в поперечний напрям для видування.

Система NOTAR забезпечує значно підвищує безпеку його експлуатації, знижує рівень вібрацій і динамічного навантаження елементів системи. Разом з тим система характеризується підвищеними витратами потужності.

Існують і інші методи компенсації реактивного моменту, такі як дефлектори, сопла та аеродинамічні поверхні на хвостовій балці, але дані методи існують тільки в теорії. Через значні недоліки вони не отримали належного застосування на практиці.

**Список використаних джерел**

1. Конструкция вертолетов: /Ю. С. Богданов, Р. Л. Михеев, Д. Д. Скулков.— М.: Машиностроение, 1990. — 272 с: ил.
2. <https://aviajournal.com/>

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

## УПРАВЛІННЯ ТЕХНІЧНИМ ПЕРСОНАЛОМ ПРИ ТЕХНІЧНОМУ ОБСЛУГОВУВАННІ ПОВІТРЯНИХ СУДЕН

На сучасних повітряних суднах (ПС) технічне обслуговування (ТО) здійснюється групою фахівців, які виконують роботи по ТО, які реалізуються як комплексний процес використання деякої кількості фахівців – бригади, що становить частину зміни. Завдання планування використання робочого часу фахівців зводиться до складання індивідуального плану їх робіт на робочий період.

Серед основних проблем, які будуть поставлені можна назвати наступні: рівень робочого навантаження; втомлюваність робочого колективу (бригади, зміни), взаємопов'язана з часовим етапом робочого процесу; поведінка робочого колективу, медичні стандарти, проблема старіння досвідчених фахівців та їх заміна;

Для вирішення завдання є формування бази даних про персонал і ступінчасту функцію потоку заявок на робочий час. Завдання формування бази даних про технічний персонал в даний час розглядається як базове в завданні управління підприємством. Для цього необхідна, відносно мала частина загальної інформації про фахівця та ряд додаткових тестових показників. Запропоновано формування бази даних – у вигляді файлів-книг з листами, віднесеними до окремого фахівця, що забезпечує легкий доступ до даних, та їх корекцію. Ступінчаста функція часу перебування ПС в авіаційному підприємстві формується на основі плану прильотів-вильотів ПС як основи для плану їх ТО. Планування використання фахівців передбачає можливість їх завантаження з різними рівнями завантаження: оптимальний, підвищений, високий, граничний. Для того, щоб поліпшити продуктивність праці, якість процесів ТО ПС, зменшити витрату часу і сил, розроблено автоматизовані процеси розподілу праці при виконанні ТО ПС.

Вбудовані засоби управління базами даних, формування моделей вибору оптимальних рішень, могутній математичний апарат забезпечують вирішення задач з необхідною швидкістю обчислень для заданого рівня складності та легко адаптуються під різних користувачів. За допомогою сучасних комп'ютерних систем, розподіл необхідних задач між бригадою спеціалістів з ТО виконується автоматизовано, з найменшим втручанням людини у процес. Завдання оптимізації процесу використання фахівців протягом робочої зміни розділяється на ряд самостійних, але взаємозалежних один від одного етапів.

Розглянуті алгоритми роботи автоматизованої системи, приведені блок-схеми, приклади виконаних за допомогою ЕОМ задач.

Таким чином, завдання розбите на два взаємозв'язані блоки – блок формування вимог на проведення ТО і блок формування плану технічного обслуговування. Другий блок є залежно-підпорядкованим по відношенню до першого блоку, оскільки в першому блоці визначається обсяг ТО і одночасно формується функція потрібного робочого часу фахівця для його проведення. У другому блоці формується план обслуговування потоку заявок, виходячи з робочого часу авіаційних фахівців.

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

## **СТРУКТУРА ГІДРАВЛІЧНИХ ВТРАТ ПРИ ПРОТІКАННІ РІДИНИ КРІЗЬ ОБЕРТОВИЙ ПЕРФОРОВАНИЙ ЦИЛІНДР**

В багатьох гідравлічних системах наявні пристрої, які мають обертальні елементи (насоси, гідродинамічні фільтри, тощо). В таких системах рідина рухається крізь обертові деталі, що приводить до закрутки потоків. Це обумовлює певні гідравлічні втрати, які виникають всередині елементів гідравлічних систем. Ці втрати необхідно урахувати при проектуванні систем та агрегатів.

Структура закручених потоків дуже складна для аналізу та ще не зовсім вивчена. Виходячи з цього, дослідження пристроїв, в яких має місце такий рух, потребує багато часу та ресурсів. Це означає, що проектування систем з використанням обертових проникних для рідини елементів та підбір їх режимів роботи ставить перед розробниками серйозну задачу. Зрозуміло, що розробка таких систем потребує певних інженерних методів розрахунку.

Одним з питань дослідження конструкції пристроїв, що розглядаються, є знаходження гідродинамічного опору протіканню рідини крізь обертовий перфорований циліндр ззовні всередину. Відмітною особливістю є утворення вихору на вході до отворів за типом течії у каверні, внаслідок чого живий переріз суттєво зменшується.

Найбільш зручним з точки зору інженерних методик розрахунку технічних пристроїв є підхід до визначення гідравлічних втрат у термінах коефіцієнтів опору на основі формули Вейсбаха-Дарсі. Для цього потрібно умовно розділити втрати на окремі складові в залежності від факторів, якими вони переважно обумовлені, дослідити співвідношення між ними та визначити відповідні коефіцієнти гідравлічних втрат.

З погляду на вищезазначене, можна виділити три основних фактора виникнення гідравлічних втрат. Першим є вихроутворення на вході до отворів. Другим є втрати на тертя по довжині отвору. Останнім фактором є подолання інерційного напору, обумовленого дією відцентрових сил.

Основним методом дослідження цих систем було обрано чисельне моделювання, на основі якого отримано дані, які дозволили проаналізувати структуру гідродинамічних втрат і підтвердили можливість формулювання емпіричних залежностей для коефіцієнтів гідравлічного опору.

Варто зазначити, що суттєве зменшення довжини отворів у обертовому циліндрі або збільшення обертів може призвести до утворення нестационарної взаємодії між вихровими утвореннями на вході та виході з отворів. Окремим питанням є дослідження таких нестационарних потоків, які будуть розглянуті у майбутньому.

*Науковий керівник – Є.В. Мочалін, д-р техн. наук, професор*

## **СОВМЕСТНОЕ ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ГЕНЕТИЧЕСКИХ АЛГОРИТМОВ И МНОГОСЛОЙНЫХ НЕЙРОННЫХ СЕТЕЙ ПРИ РЕШЕНИИ ЗАДАЧ ДИАГНОСТИРОВАНИЯ СЛОЖНЫХ ОБЪЕКТОВ**

В настоящее время активно ведутся исследования в области создания методов решения сложных интеллектуальных задач в сложных системах с неполными и неточными начальными данными и высокой вычислительной сложностью получения конечного результата.

Особенно важным в этих исследованиях представляется изучение и использовании на практике новых подходов и методов интеллектуального анализа данных и нахождения решений с помощью технологий искусственных нейронных сетей (ИНС), эволюционного моделирования и генетических алгоритмов. Генетические алгоритмы (ГА) и нейронные сети (НС) могут независимо применяться для решения одной и той же задачи, но также могут применяться и совместно и является самым известным на данный момент представителем эволюционных алгоритмов и по своей сути является алгоритмом для нахождения глобального экстремума многоэкстремальной функции. Он заключается в параллельной обработке множества альтернативных решений. При этом поиск концентрируется на наиболее перспективных из них. Это говорит о возможности использования ГА при решении любых задач искусственного интеллекта, оптимизации, принятия решений.

Генетические алгоритмы совместно с ИНС могут применяться для следующих целей: для поиска новых обучающих правил, оптимизации начального множества весов, оптимизации активирующей функции. [1] Основное применение генетических алгоритмов: выбор оптимальной структуры НС, построения эффективного алгоритма обучения [2, 3]. Параметрами оптимизации НС могут служить: количество слоев в сети, синапсы НС, количество нейронов каждого слоя сети, размерность и структура входного сигнала нейросети. Прежде всего, генетические алгоритмы обеспечивают глобальный просмотр пространства весов и позволяют избегать локальные минимумы. Кроме того, они могут использоваться в задачах, для которых информацию о градиентах получить очень сложно либо она оказывается слишком дорогостоящей. В определенных случаях ГА оптимальный метод обучения для НС, чем простое обратное распространение.

Стоит отметить, что ГА будут наиболее полезны для подстройки весов НС в задачах, где обратное распространение и его аналоги не могут использоваться, например, в неконтролируемых задачах, когда ошибка выхода не может быть вычислена.

### **Список использованных источников**

1. Емельянов В.В., Курейчик В.В., Курейчик В.М. Теория и практика эволюционного моделирования. М.: ФМЛ, 2003.
2. Рутковская Д., Пилинский М., Рутковский Л. Нейронные сети, генетические алгоритмы и нечеткие системы: Пер. с польск. – М.: Горячая линия – Телеком, 2004.- 452с.
3. Круглов В. В., Борисов В. В. Искусственные нейронные сети. Теория и практика. – М.: Горячая линия – Телеком, 2001. – 382 с.

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

**ДОСЛІДЖЕННЯ РІВНЯ ГЕНЕРАЦІЇ АКУСТИЧНОГО ШУМУ, ЩО  
СТВОРЮЄ ВЕНТИЛЯТОР ДВОКОНТУРНОГО АВІАЦІЙНОГО ДВИГУНА  
В ПРОГРАМНОМУ ПАКЕТІ КІНЦЕВО-ЕЛЕМЕНТНОГО АНАЛІЗУ ANSYS**

Сучасні авіаційні газотурбінні двигуни (ГТД) повинні задовольняти вимогам підвищення ефективності їх роботи, скорочення розмірів і, як наслідок, ваги, постійно посилюючися нормам екології. Для досягнення цієї мети необхідно проводити великий обсяг пошукових та дослідницьких робіт. Для цього необхідно використовувати чисельне моделювання робочого процесу в елементах ГТД та засоби автоматизованого проектування. Одним з важливих завдань при проектуванні нової конструкції є забезпечення норм міжнародної організації цивільної авіації ICAO за рівнем шуму.

Для акустичного вдосконалення авіадвигунів потрібно розуміння фізичних процесів генерації шуму, а також виявлення основних факторів, що визначають його рівень. Для сучасних двоконтурних авіаційних двигунів з великим ступенем двоконтурності, значний внесок у сумарний рівень шуму на всіх режимах роботи вносить шум вентиляторної ступені. Отже вирішення цього складного завдання неможливе без детального дослідження тривимірної картини течії робочого тіла в ступені вентилятора.

Комплексне вивчення течії в проточній частині двоконтурного двигуна, представляє значний практичний інтерес, оскільки дозволяє розробити науково обґрунтовані рекомендації із зменшення рівня акустичної емісії ГТД.

Для побудови математичної моделі обрано ступінь осьового вентилятора з розділенням потоку на первинний і вторинний меридіональний сплітером.

Досліджується номінальний режим роботи ступені за нормальних фізичних умов:  $p_{\text{атм}} = 10325$  Па,  $t_{\text{нв}} = 288$  К,  $H = 0$  м.

Фізична і розрахункова моделі будується на основі уявлень про фізичні процеси та газодинамічному режимі течії. Розрахункова модель в пакеті *ANSYS Fluent* включає співвідношення для параметрів середовища (повітря), рівняння руху повністю стисливого газу, моделі турбулентності з пристінковими функціями та акустичну модель *Ffowcs-Williams and Hawkings* (FW-H).

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

УДК 629.735.063 (043.2)

**Барилюк Є.І.**

*Національний авіаційний університет, Київ*

**Федоричко Я.Б.**

*ПАТ «Київське центральне конструкторське  
бюро арматуробудування», Київ*

## **ВИЗНАЧЕННЯ ДИНАМІЧНИХ НАПРУЖЕНЬ В ЕЛЕМЕНТАХ ПНЕВМАТИЧНИХ ЕЛЕКТРОМАГНІТНИХ КЛАПАНІВ**

В процесі відкриття та закриття конструктивні елементи пневматичних електромагнітних клапанів зазнають значних динамічних навантажень, що призводить до їх утомного зношування та навіть руйнування.

Для визначення рівня динамічних навантажень в конструктивних елементах клапана рекомендується використовувати кінцевоелементну модель.

Слід зазначити, що за допомогою моделі кінцевих елементів (МКЕ) знайшла свій успішний розв'язок велика кількість досить складних в своїй постановці та важливих для сучасної науки і техніки прикладних задач. Перевагами цього методу є: простота формулювання основних принципів методу; ясність фізичної інтерпретації; свобода розміщення вузлових точок; симетрія матриць жорсткості елементів та систем рівнянь; широке розповсюдження автоматизованих систем інженерних розрахунків на основі МКЕ.

Розв'язок задач за методом кінцевих елементів включає в себе наступну послідовність окремих підзадач: побудова функціонала; розділення системи на кінцеві елементи та вибір координатних функцій; побудова матриць жорсткості; побудова канонічних рівнянь; розв'язок канонічних рівнянь (визначення степенів свободи системи); визначення компонентів напружено-деформованого стану (переміщення, напруження) по області кінцевих елементів.

Для побудови розподілу напружень в золотнику та сідлі перекривного органу клапану під час контактної взаємодії в процесах відкриття та закриття, а також визначення зон з залишковими пластичними деформаціями (зони з потенційною небезпекою виникнення руйнування) була розроблена кінцевоелементна модель клапану. Був розроблений ряд програм, написаних на мові програмування APDL (Ansys Parametric Dialog Language) системи кінцево-елементного аналізу ANSYS. Ці програми повністю автоматизують процес розрахунку системи клапана від введення вхідних даних до отримання необхідних числових результатів.

З використанням методу кінцевих елементів проведені розрахунки напруженого стану деталей пневматичного клапана з двопозиційним електромагнітним приводом, від час його відкриття і закриття. Визначено критичні елементи конструкції клапана, що лімітують його ресурсні можливості.

Проведені розрахунки напруженого стану елементів запірного вузла клапана з ущільненням типу «метал – метал» під час закриття клапана. Для зменшення напружень в затворі і сідлі та протічок газу через запірний вузол в закритому положенні клапана рекомендується застосування демпфера в кінематичній схемі електромагнітного приводу ЕМК.

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



УДК 621.651:532.528(043.2)

**Жимбровський Ю.О.**

*Національний авіаційний університет, Київ*

## **ВИНИКНЕННЯ КАВІТАЦІЇ В АКсіАЛЬНО-ПОРШНЕВИХ НАСОСАХ**

У практиці машинобудування спостерігається стійка тенденція переходу гідроприводів на високі робочі тиски. Це зумовило ряд проблем і висунуло підвищені вимоги до конструкції як окремих гідроагрегатів так і гідросистем в цілому. До актуальної проблеми сучасного гідроприводу великої потужності відносяться проблеми, пов'язані з кавітацією і аерацією робочих рідин.

В авіаційному гідроприводі великої потужності в якості джерел живлення набули поширення аксіально-поршневі насоси регульованої подачі. Режими роботи насоса, при яких відбувається виділення повітря і кавітація, супроводжуються підвищеним шумом, зниженням подачі, інтенсивними коливаннями тиску. Негативні наслідки цих явищ – ерозія деталей, втомне руйнування трубопроводів, зниження в'язкості робочої рідини, її забруднення продуктами зношування.

При певній спрацьованості авіаційних аксіально-поршневих насосів було виявлено кавітаційні пошкодження торцевих розподільників і поверхонь блоків циліндрів аксіально-поршневих насосів. У зв'язку з цим були проведені дослідження по працездатності аксіально-поршневих насосів в умовах кавітації і аерації. А також досліджено питання механізму виникнення кавітації в аксіально-поршневих насосах у фазі всмоктування і нагнітання насоса і експериментальні дослідження значення допустимого кавітаційного запасу і вхідних критичних тисків для насосів з подібними качаючими вузлами, розробки рекомендацій щодо підвищення ресурсу насосів.

В якості об'єктів дослідження були обрані аксіально-поршневі насоси типів НП-43М, НП-89Д, НП-72МВ. Для цих насосів були проаналізовані їх кавітаційні характеристики, і обчислені кавітаційні запаси. На основі умов геометричної, і кінематичної, і динамічної подібності можна привести кавітаційні характеристики цих насосів на інші подібні насоси.

Для кавітаційної характеристики аксіально-поршневого насоса характерна наявність трьох ділянок: на першій ділянці при достатніх тисках подача насоса не залежить від вхідного тиску; на другій – подача поступово знижується через виділення повітря і початок кавітаційного процесу; на третьому – подача різко знижується через інтенсифікацію процесів.

Кавітація в насосах може розвиватися на певному етапі самостійно, а також протікати при виділенні повітря з робочої рідини. Без виділення повітря кавітація розвивається внаслідок недостатнього вхідного тиску, при якому відбувається відрив рідини від поршнів.

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

## **ОБОСНОВАНИЕ ЦЕЛЕСООБРАЗНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ ТРУБКИ РАНКА ДЛЯ ОХЛАЖДЕНИЯ АВИАЦИОННОГО ОБОРУДОВАНИЯ**

Проблема нагрева элементов бортовых систем летальных аппаратов появилась с появлением электронного оборудования. В радиоэлектронной аппаратуре (РЭА) лишь несколько процентов энергии, подводимой от источника электропитания, расходуется на полезную обработку сигналов. Остальная часть энергии выделяется в виде тепловой энергии. Температурный режим элементов радиоэлектронной аппаратуры (компьютеров, радиостанций, сотовых аппаратов) является одним из основных факторов, ограничивающих уменьшение габаритов корпуса РЭА. Ряд радиоэлектронных узлов требует отвод дополнительного тепла (охлаждение), что приводит к увеличению веса и габаритов изделия, что недопустимо в авиации.

Комплекс конструктивных решений, направленных на снижение температуры радиоэлементов, требует значительных материальных затрат. В процессе разработки конструкции РЭА следует уделять внимание снижению стоимости конструкции охлаждения радиоэлектронных элементов и блоков.

В диапазоне мощности тепловыделения  $0,2 - 1 \text{ Вт/см}^2$  обычно используется принудительное воздушное охлаждение на основе вентиляторов. В то же время в специальной литературе отмечается возможность применения вихревой трубы (трубы Ранка) для увеличения интенсивности теплоотвода. Преимуществами этого устройства являются его простота, малые габариты и возможность значительного понижения температуры охлаждающего воздуха. Главным недостатком является низкий КПД. В то же время в литературе отсутствуют рекомендации по области эффективного применения вихревого эффекта в авиации.

В настоящей работе разработан подход к сравнительной оценке затрат мощности при охлаждении плоской поверхности, расположенной в герметичном отсеке, потоком воздуха из осевого вентилятора и потоком воздуха из холодной зоны вихревой трубы. В первом случае воздух, подаваемый на охлаждение, имеет температуру отсека и мощность затрачивается на работу вентилятора. Во втором случае воздух сжимается компрессором и часть его, имеющая более низкую температуру, подается на охлаждение. В основу расчета положены зависимости для коэффициента теплоотдачи в пограничном слое на плоской пластине, которые позволяют установить связь между температурами набегающего потока и стенки с расходом воздуха в пограничном слое.

Выполненный анализ позволил определить условия, при которых применение вихревой трубы энергетически выгодней, чем традиционное использование вентилятора. Одним из таких условий является необходимость получения температуры охлаждаемой поверхности меньше  $40^{\circ} \text{C}$ .

*Научный руководитель – Е.В. Мочалин, д-р техн. наук, профессор*

**МЕТОДЫ ИССЛЕДОВАНИЯ ТЕРМОЦИКЛИЧЕСКОЙ ДОЛГОВЕЧНОСТИ АВИАЦИОННЫХ ЖАРОПРОЧНЫХ СПЛАВОВ**

Важнейшая из проблем дальнейшего развития воздушного транспорта является проблема надежности и ресурсов газотурбинных двигателей, особенно «горячей» его части, «горячие точки» которых работают в термоциклических условиях сложного термомеханического нагружения. Анализ характерных дефектов деталей газотурбинных двигателей (ГТД), их нагруженности, а также известных публикаций наведены в работе расширили наше представление о физической природе истощения ресурса жаропрочных материалов в реальных условиях, однако не позволяют ещё реализовать методы расчёта термоциклической долговечности конкретных деталей. Методы исследований термоциклической усталости при всём их разнообразии принято относить до трех основных групп [1] качественных, натуральных и количественных, которые отвечают на ряд важных практических вопросов: *натурные испытания* в условиях циклических теплосмен, максимально приближены к реальным, поддаются наиболее ответственным деталям, и ГТД в целом, с целью оценки их долговечности при эксплуатации. Эти методы получили распространение в практике лётных лидерных испытаний на испытательных станциях, заводских лабораториях и в специальных модельных испытаниях. Их недостатками является [2] большая длительность, трудоёмкость и стоимость; *качественные методы* применяются для сравнительной оценки разных материалов, способов обработки по разным технологиям, защитных покрытий в конкретных температурно-силовых условиях. Эти методы не позволяют оценить сопротивления материалов циклическим термомеханическим напряжениям заданной величины. В связи с изложенным, особый интерес представляют *количественные методы* исследования термомеханической усталости, которые открывают перспективы создания методов прогнозирования термоциклической долговечности деталей ГТД в их «горячих» точках по результатам испытаний на термическую и термомеханическую усталость образцов жаропрочных материалов простейшей формы. Метод Коффина был модернизирован по авторскому свидетельству №873022 [3].

**Вывод:** Выбранный количественный метод испытаний позволит использовать полученные характеристики для оценки долговечности деталей из жаропрочных сплавов, а также позволит создать расчётные методы оценки.

**Список использованных источников**

1. Кулик М.С., Ковешников М.О., Петрук Я.А. Методи досліджень термоциклическої довговічності жароміцних сплавів і деталей газотурбінних двигунів. К.: НАУ, сайт «АВІА - 2013».
2. Кузнецов Н.Д., Цейтлин В.И. Эквивалентные испытания газотурбинных двигателей. – М.: «Машиностроение», 1976. – 216с.
3. А.С. СССР №873022. Установка для испытаний материалов на термомеханическую усталость (Лозицкий Л.П., Ветров А.Н., Ковешников Н.А., КИИГА. – М.: ВИННИПИ.1981. – 4 с.)

*Научный руководитель – Н.С. Кулик, д-р техн. наук, профессор*

**Петрук Б.А.**

*Национальный авиационный университет, Киев*

## **МЕТОД И ПРОГРАММА ИССЛЕДОВАНИЯ НА ТЕРМОЦИКЛИЧЕСКУЮ ДОЛГОВЕЧНОСТЬ СПЛАВОВ**

В исследованиях Владимирова И.А. и Третьяченко Г.Н. убедительно показана линейная зависимость повреждения материалов деталей от числа «запусков-остановов» газотурбинного двигателя (ГТД).

Нагруженность деталей «горячей части» авиационных ГТД характеризуется в основном циклическим изменением температуры и комплексным действием термических и механических (статических) напряжений. Оценка вклада этапов типового эксплуатационного цикла даже по характеристикам длительной прочности показала, что основную долю повреждаемости материалов детали ГТД (до 75 %) вносят термомеханические напряжения, главным образом на режимах «запуска» и «останова» ГТД. В связи с изложенным, при испытаниях на термоциклическую долговечность на первом этапе допустимо не учитывать влияние на долговечность нагрузок, которые действуют на стационарных и крайсерных режимах эксплуатационных программ. А в качестве модели нагружения принять непрерывное циклическое действие температур, статических и комплексных термомеханических напряжений стабилизированных уровней  $\sigma_{\text{тм}} = \Delta\sigma_{\text{т}} + \sigma_{\text{ст}}$ , что характерно для режимов «запусков» и «остановов» ГТД.

**Основная задача** заключается в получении характеристик термоциклической долговечности сплавов. Программа испытаний должна предусматривать вариацию статических напряжений от нуля до  $\sigma_{\text{ст}}(Var)$ , термоциклических напряжений от нуля до  $(\Delta\sigma_{\text{т}})$ , пропорционально зависящих от перепадов температур в термоциклах ( $\Delta T$ ) 250, 350, 450, и 650°C в полудициклах нагрева до максимальных температур  $T_{\text{max}}$  (в циклах 850, 950, 1000, 1100°C). Перепады температур могут быть выбраны как характерная неравномерность температур, вызванная в деталях «горячей части» при запусках и остановах ГТД. Скорости нагрева и охлаждения реальных деталей «горячей части» ГТД, т. е. 50°C в секунду, которые хорошо согласуются с рекомендациями ведущих исследовательских центров (ВИАМ, ЦИАМ). Полная программа испытаний включает в себя испытания более 500 образцов жаропрочных сплавов: ЖС6К, ЖС6У, ЭИ437Б, ЭП996д, Х18Н10Т, ЖС26ВИ, ЖС32ВИ и ЧС104. Испытания предполагается проводить на экспериментальной установке [1], основным преимуществом которой является стабилизация параметров термомеханических напряжений в процессе испытаний до исчерпания долговечности, т. е. до разрушения образца сплава.

**Вывод:** Предложенная программа и установка для испытаний позволят максимально приблизить результаты испытаний образцов к «горячим» точкам реальных деталей, которые лимитируют ресурс газотурбинных двигателей в целом.

### **Список использованных источников**

1. А.С. СССР №873022. Установка для испытаний материалов на термомеханическую усталость (Лозицкий Л.П., Ветров А.Н., Ковешников Н.А., КИИГА. – М.: ВНИПИ.1981. – 4 с.)

*Научный руководитель – Н.С. Кулик, д-р техн. наук, профессор*

УДК 620.179.1

Ливник О.П., Олексюк В.М.

*Національний авіаційний університет, Київ*

## **МОНІТОРИНГ ВТОМИ ЛІТАКА З ПЕРЕСТАВНИМ РОТОРОМ**

Проблема втомного пошкодження є актуальною для всіх видів повітряних суден, в тому числі для перспективних літаків з переставним ротором.

Серед основних навантажувальних факторів, які викликають втомне пошкодження, слід відмітити: навантажування крила підйомною силою в польоті та інерційними силами, які виникають при русі літака на землі, навантажування від турбулентної атмосфери, навантажування фюзеляжу надлишковим тиском, та інші.

Зміна положення ротора двигуна призводить до зміни векторів діючих сил, відповідних моментів та внутрішніх силових факторів.

В таких умовах визначення накопиченого втомного пошкодження і прогнозування залишкової довговічності аналітичними методами значно ускладнюється. В зв'язку з цим, розглядається можливість адоптації раніше розробленої методології визначення накопиченого втомного пошкодження за допомогою сенсорів втомного пошкодження для вирішення задачі моніторингу втоми літака з переставним ротором.

В основі роботи зазначених сенсорів феномен формування деформаційного рельєфу поверхні, який являє собою сукупність екструзій, інтрузій та смуг ковзання, що виникають і розвиваються в процесі циклічного навантажування металів.

В роботі розглянуто можливості реалізації принципів безпечного ресурса, безпечного руйнування і допустимого пошкодження в проекті літака з переставним ротором. Визначено критичні елементи конструкції, які потребують інструментального моніторингу втомного пошкодження. Показана ефективність застосування методу скінченних елементів при оптимізації геометрії сенсорів втоми з метою забезпечення необхідної чутливості. Розглянуто засоби кріплення сенсорів втоми на критичних елементах конструкції.

Представлен алгоритм досліджень, які спрямовані на імплементацію методу контролю накопиченого втомного пошкодження на літаку з переставним ротором. Визначено геометрію зразків для втомних випробувань, які дозволять імітувати циклічне навантажування лонжерону крила літака з встановленим структурно чутливим сенсором втоми.

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

## **МЕТОДИКА ДОСЛІДЖЕННЯ ВПЛИВУ ЕКСПЛУАТАЦІЙНИХ КОЛИВАНЬ ТЕМПЕРАТУРИ НА ВТОМУ АЛЮМІНІЄВИХ СПЛАВІВ**

Сучасні літаки експлуатуються в різноманітних кліматичних умовах. Політ літака проводиться на висотах до 12000м – це обумовлює значний перепад температур за бортом літака. Ще більший перепад температур характерний для надзвукових літаків. Проблема впливу температур на механічні характеристики конструкційних матеріалів досліджувались в багатьох роботах, втім не завжди при визначенні довговічності розрізнялися стадії формування втомної тріщини та її розповсюдження. Можна очікувати, що вплив температури на зазначені процеси є різним.

В останні роки в Національному авіаційному університеті було проведено цикл робіт, які показали можливість моніторингу втомного пошкодження на інкубаційній стадії шляхом кількісної оцінки параметрів деформаційного рельєфу поверхні, який формується і розвивається в наслідок дії циклічного навантаження. Ця методологія пропонується і для визначення впливу температур на процес накопичення втомного пошкодження.

Для проведення експерименту обрано конструкційний алюмінієвий сплав Д16АТ. Наявність плакуючого шару забезпечує можливість спостереження деформаційного рельєфу поверхні, який є сукупністю стійких смуг ковзання, екструзій та інтрузій. Зразки мають розміри 140×10×1мм і випробуються на спеціальній машині для навантажування компактних зразків циклічним згином. Конструкція машини дозволяє проводити випробування в широкому діапазоні циклічних напружень з різною асиметрією циклів навантаження. Методика дослідження передбачає випробування при кімнатній температурі, при підвищеній до 50 °С, а також при температурі -15 °С.

Результати дослідження дозволять отримати регресійні моделі еволюції деформаційного рельєфу в процесі циклічного навантажування в залежності від параметрів режимів навантажування, включно температури навколишнього середовища.

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

**АЕРОДИНАМІКА ТА БЕЗПЕКА ПОЛЬОТІВ**

УДК 629.735.33(043.2)

**Кривохатько І.С.***Національний технічний університет України «КПІ», Київ***МЕТОД ВИЗНАЧЕННЯ АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК  
БЕЗПЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ СХЕМИ «ТАНДЕМ» КЛАСУ  
«МІКРО»**

В зв'язку зі стрімкими темпами розвитку в різних країнах світу галузі безпілотних літальних апаратів перед сучасною аеродинамікою постають задачі проектування та оптимізації аеродинамічного обрису нових класів літальних апаратів. Зокрема, це відноситься до малих безпілотних літальних апаратів з обмеженими габаритами (наприклад, контейнерного старту), для яких через конструктивні фактори певного поширення набула схема «тандем».

В роботі проведено експериментальні дослідження моделі БЛА схеми «тандем» в аеродинамічній трубі АТ-1. Встановлено вплив винесення крила, кута поперечного V заднього крила на його поздовжні та бокові характеристики.

Визначено, що класична теорія наближеного розрахунку скосу потоку на задньому крилі не дає узгодження з результатами експерименту. Розроблено метод, що дозволяє шляхом числового розрахунку визначеного інтегралу встановлювати величину скосу потоку і надалі – аеродинамічні характеристики літального апарату з урахуванням інтерференції між крилами. Даний метод, на відміну від класичної теорії, дозволяє також визначати поперечні аеродинамічні характеристики літального апарату з урахуванням інтерференції між крилами. Показано, що для типової геометрії схеми «тандем» скіс потоку за переднім крилом значно підвищує статичну стійкість літального апарату.

Проведено дослідження аеродинамічних профілів в умовах низьких чисел Рейнольдса, створено алгоритм вибору раціонального профілю для ЛА схеми «тандем». Для визначення коефіцієнту профільного опору заднього крила з урахуванням турбулізації потоку переднім крилом проведено числові дослідження з використанням різних моделей турбулентності; зроблено висновок про доцільність застосування  $K-\omega$  SST моделі.

Для порівняння результатів визначення індуктивного опору різних моделей схеми «тандем» визначено критеріїв подібності їх вихрових систем.

Перспективним напрямом розвитку літальних апаратів з обмеженими габаритами (зокрема, схеми «тандем») є впровадження телескопічного крила. Розроблена метод визначення аеродинамічних характеристик літального апарату з телескопічним крилом в умовах низьких чисел Рейнольдса. Результати розрахунку згідно запропонованого методу підтверджуються трубними випробуваннями.

Метод дозволяє на етапі ескізного проектування визначати стаціонарні аеродинамічні характеристики літального апарату схеми «тандем», зокрема, в умовах низьких чисел Рейнольдса.

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

## **ВІЗУАЛІЗАЦІЯ СТРУКТУРИ ПОТОКУ В АЕРОДИНАМІЧНІЙ ТРУБІ**

Розвиток авіаційної техніки потребує більш високі вимоги до кількості і якості інформації, отриманої при вивченні потоків повітря обтікаючих ЛА (літальні апарати) в широкому діапазоні параметрів (чисел Маху, кутів атаки, ковзання). Це веде до необхідності пошуку нових і вдосконалення старих методів дослідження.

При дослідженні складних просторових потоків використовують методи візуалізації: тіньові, із бароіндикаторним і термоіндикаторним покриттям, маслосажевий та інші. Ці способи дослідження дають нам інформацію про загальну структуру і геометричні параметри потоку, виявляти ділянки найбільш цікаві для більш детального аналізу.

Одним із найефективніших способів візуалізації та отриманні якісних даних являються оптичні методи, а саме метод «лазерного ножа». Під оптичними розуміють способами аналізу, які базуються на реєстрації зміни характеристик свого ж або зовнішнього випромінювання, взаємодіючого із досліджуванним об'єктом, в залежності від реєструючого параметру. Це важливо як для розвитку теоретичного методу опису складних потоків, математичного моделювання і корекції математичних моделей, так і для вирішення багатьох практичних задач.

Спосіб «лазерного ножа» використовується для реєстрації параметрів потоку виділеної ділянки. При розсіюванні плоского лазерного променя на мікрочастинки (розпиленні ультразвуком) домішків, які знаходяться в потоці, та спеціальної фотореєструючої апаратури можна не тільки вивести зображення течії на монітор ПК, а і поррахувати її характеристики.

Метод дозволяє вимірювати цілі поля швидкостей, приймаючи два зображення відразу один після одного і обчислюючи відстані окремих часток світло відбиваючих домішків, пройдених протягом цього часу. Часточки світловідбиваючої речовини мають бути достатньо малі щоб рухатися з потоком, і достатньо великі щоб відбивати світло в такій кількості, яка необхідна для реєстрації цифровою камерою.

Схема експериментальної установки доволі проста. Опишемо її по-порядку: лазер посилає промінь на систему лінз та дзеркал, потім утворений «лазерний ніж» направляємо через скляне віконце до робочої частини аеродинамічної труби, а вже там встановлюємо досліджувану деталь (щоб «ніж» перетинав її). У робочій частині також встановлюємо камеру для ефективної реєстрації даних.

Розроблена установка була використана в аеродинамічній трубі УТАД-2 НАУ для візуалізації вихревих структур, які були утворені різними системами вихревих генераторів. Проводилось оцінювання ефективності відповідного вихроутворювача.

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



Стецівка М.Р.

*Національний авіаційний університет, Київ*

## МАТЕМАТИЧНА МОДЕЛЬ НЕСУЧОГО ГВИНТА АВТОЖИРА

На сьогоднішній час велику увагу приділяють легким, економічним і недорогим літальним апаратам, які могли б стати персональним транспортом. Цими літальними апаратами і є автожири.

Історично склалося, що цей вид ЛА, з появою вертольотів, швидко втратив свою цікавість. Вивчивши порівняльні характеристики, на основі сучасних ЛА виділено ряд їх переваг: укорочений зліт і посадка; конструктивна простота, мала трудоемність у виготовленні і експлуатації; можливість виконання апарату в класі надлегких та легких ЛА; висока вагова віддача (0,4 ... 0,65); безпека польоту, у разі зупинки двигуна автожир повністю зберігає керуваність і може виконати штатну посадку; при втраті швидкості автожир не входить в штопор. Основним недоліком автожирів є низька аеродинамічна якість несучого гвинта, внаслідок високого лобового опору. З урахуванням наведеного постало питання більш детального дослідження аеродинаміки несучого гвинта.

Було створено математичну модель несучого гвинта автожира на основі моделі Калмикова А.А.. В цій моделі тяга несучого гвинта  $T_r$  та аеродинамічний крутний момент  $M_{кр.а}$  розраховуються безпосереднім інтегруванням для визначення індуктивної швидкості на кожному кроці інтегрування.

Перевагою цього типу моделей є: можливість врахувати геометричні характеристики профіля лопаті, та дозволяє моделювати несталий рух автожира.

Недоліком можна назвати - збільшення затрат часу на обчислення.

Для нашої моделі ставилось завдання провести моделювання несучої системи з метою підвищення аеродинамічних характеристик несучого гвинта, зробити уточнення моделі з метою наближення розрахункових даних до експериментальних.

Проводилось порівняння результатів отриманих моделлю Калмикова та результатів отриманих нашою моделлю. На даний час модель доопрацьовується що до наблищення отриманих результатів до моделі Калмикова.

Маючи цю модель – маємо хороший інструмент, який можна буде використовувати для рішення наступних задач:

- оптимізації профіля лопаті;
- дослідження впливу кутки лопаті на аеродинамічну якість винта;
- дослідження нових більш якісних профілів;
- дослідження жорсткості лопаті;

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

## МОЖЛИВОСТІ ВПЛИВУ ПОВЗДОВЖНИХ ВИХРОВИХ СТРУКТУР НА ЯВИЩЕ САМООБЕРТАННЯ КРИЛА

Авторотацією називається здатність крил обертатися під дією потоку повітря. При обертанні крила навколо осей  $X$  і  $Y$  за рахунок перерозподілу кутів атаки і швидкостей по розмаху крила виникають аеродинамічні моменти щодо цих осей. Якщо політ відбувався на кутах атаки, що відповідають льотному діапазону, то моменти будуть протидіяти обертанню, гасити його. Якщо ж політ відбувається на колокритичних кутах атаки, то моменти, що виникають при обертанні літака навколо осі  $X$ , з таки, що гасять обертання (демпфуючих) стають авторотуючими, тобто таких, що сприяють самочинному обертанню крила, а разом з ним всього літака.

Запобігання і виведення літака з режиму штопора, може бути вирішено за допомогою штучного утворення вихрів, і їх взаємодії з вихровими структурам, що утворюються при до- і після критичному обтіканні крила. А саме за допомогою використання утворювачів повздовжніх вихрів (УПВ).

Для запобігання, виходу крила на авторотацію використовують аеродинамічну і геометричну крутку. Альтернативою цих заходів може стати використання УПВ. Секція крила, обладнана УПВ має значний запас по критичним кутам. Розташування повинно бути на кінцевих секціях півкрил. Додатковий ефект може справляти використання асиметричних УПВ, які чинять вплив на скоси потоку за крилом, здійснюючи зміну значення дійсного кута атаки.(патент) Використання повздовжнього утворення вихрів також, може бути чудовим рішенням проблеми виникнення авторотації при ковзанні. Значне збільшення значень критичних кутів атаки кінцевих секцій крила призведе до суттєвого збільшення діапазону кутів атак, при якому не виникає явище авторотації.

При виведенні зі штопора, важливе відновлення докритичних характеристик крила. На швидкість процесів відновлення, тобто на реакцію літака, на дії пілота, щодо усунення штопора, буде впливати явище аеродинамічного гістерезису. Особливо для крил, з профілями, що мають великі петлі гістерезису. Дослідження УПВ доводять, що явище статичного гістерезису на крилі оснащеного ними, повністю усувається.

Ефективність порівняно з іншими засобами по затягуванню критичних кутів атаки, буде значно вищою, так доведено, що УПВ здатні збільшувати критичний кут атаки на 50-60%, на, що не здатні інші засоби.

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

УДК 629.735.015.3; 629.733.5 (043.2)

Розбицький В.А.

Національний авіаційний університет, Київ

## АЭРОДИНАМИКА ДИРИЖАБЛЕЙ ДИСКООБРАЗНОЙ ФОРМЫ С ПАССИВНЫМИ ГЕНЕРАТОРАМИ ВИХРЕЙ НА ВЕРХНЕЙ ПОВЕРХНОСТИ

Дирижабли, с формой, создающей подъемную силу наиболее эффективны в эксплуатации. Однако, особенности их обтекания содержат критические элементы, связанные с аэродинамикой вязкой жидкости.

Одним из критических режимов обтекания является отрыв потока воздуха при выходе на большие углы атаки. Этот отрыв потока приводит к уменьшению подъемной силы, изменению сопротивления и нарушению балансировки. Балансировка дирижабля в динамическом режиме движения с помощью обычных рулевых поверхностей может оказаться не эффективной. Для повышения устойчивости обтекания поверхности дирижабля дискообразной формы применяются турбулизаторы поверхностного слоя, и на рулевых поверхностях используют вихреобразователи на передней кромке. Турбулизаторы широко используются в процессе создания современных самолетов для увеличения подъемной силы и критического угла атаки, а также для улучшения моментных характеристик устойчивости и управляемости. Вихреобразователи на передней кромке крыла и оперения исследуются в учебной аэродинамической трубе УТАР-2 НАУ. Полученные результаты свидетельствуют об эффективности вихреобразователей на критических режимах полета. Критические углы атаки во многих исследованиях увеличились до 50%. В докладе приведены данные об исследовании характеристик дирижабля с аэродинамической поверхностью, что увеличивает подъемную силу от 10% до 20%. Безотрывное обтекание поверхности дирижабля обеспечивают турбулизаторы, а управляемость носовые вихреобразователи на рулях.

Работа выполнена на модели дирижабля с размерами 0,46x0,28x0,08м на скорости 20м/с, число Рейнольдса  $6 \cdot 10^6$  в вариациях чистой поверхности и поверхности с турбулизаторами.

Проведена визуализация обтекания с помощью шелковинок, также с помощью компьютерного моделирования (рис.1). Оценены основные аэродинамические характеристики дирижабля.

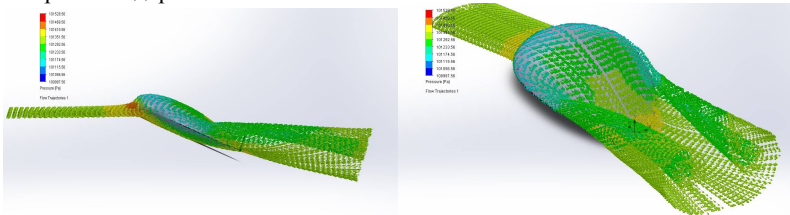


Рис. 1. Обтекания поверхности дирижабля дискообразной формы

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

## **UNMANNED AERIAL VEHICLE WITH VORTEX-ACTIVE LIFTING SURFACES**

Increasing complexity of unmanned aerial vehicles (UAV) tasks causes more advanced requirements to their performance. Aircraft of non-conventional configuration provide better aerodynamic characteristics and performance. However they have many unsolved problems, which require design compromises, which lead to decreased characteristics.

The purpose of research is to present advantages of leading-edge vortex generators implementation on unmanned aerial vehicle of non-conventional configuration. To prove these advantages UAV with vortex-active lifting surfaces was developed.

Most of all aircraft have conventional aerodynamic configuration. In such a configuration horizontal stabilizer produces negative lift, which can be equal to 10-20% of wing lift. Consequently the wing has larger area, resulting in higher friction force.

Canard configuration does not have such a disadvantage as its foreplane creates positive lift. The more advanced and modern aircraft configuration is three-lifting-surface configuration. The great example of such an aircraft is Piaggio P.180 Avanti that is the fastest turboprop civil aircraft in the world, the wing of which is 34% smaller than on conventional aircraft due to elimination of above-mentioned disadvantages.

On the contrary, aircraft with few lifting surfaces have valuable weaknesses. Leading edge vortex generators developed in National Aviation University allow preventing airflow stall from the foreplane and horizontal stabilizer, resolving such canard problems as:

- shock strut damage caused by stall from the foreplane during landing;
- high flap extensions restriction caused by stall from the foreplane, which has to compensate pitch moment of increased wing lift by increasing its angle of attack;

The developed UAV with vortex-active lifting surfaces was designed by means of theoretical calculations, numerical simulation and wind tunnel testing.



Fig. 1. Computer-aided design of UAV with vortex-active lifting surfaces

The developed UAV has better aerodynamic characteristics and performance than UAVs of the same category, such as Elbit Hermes 450, AAI RQ-7 Shadow, M-7B5.

*Scientific supervisor – E.P.Udartsev, Dr.Sc., professor*

УДК 629.735.33(043.2)

Алишева В.Д., Гребенік М.О.  
Національний авіаційний університет, Київ

## ОЦІНКА РІВНЯ БЕЗПЕКИ ПОЛЬОТІВ У ПІКОВІ ПЕРІОДИ Авіаперевезень

З кожним роком кількість авіарейсів зростає, відповідно збільшується й увага до безпеки польотів, адже кількість авіаподій також збільшується. Найбільш сконцентрованими авіаперевізниками, диспетчери УПР та наземні служби обслуговування повинні бути не тільки у найзавантаженіші періоди доби, а також, у туристичні піки: у періоди новорічних свят, літніх відпусток та національних свят (відповідно до особливостей країни).

Експерти опублікували статистику авіаподій за 2014 рік. Всього в світі сталася 21 авіакатастрофа, загинуло 990 осіб. У статистику потрапили повітряні судна, мінімальна кількість пасажирських крісел на яких становить 14. Найбільше неприємностей в небі припадає на вантажні перевезення - 10, в той час як при перевезенні пасажирів люди гинули в 8 випадках. Найтрагічніша авіаподія в 2014 році відбулося з рейсом МН17, який був збитий над Україною. Тоді загинуло 298 осіб. Але як і раніше авіація залишається найбезпечнішим видом транспорту, а основним завданням служб безпеки польотів є постійне зниження ризику загибелі пасажирів.

Більше 50% авіаподій (за статистикою 2003-2014 рр.) відбувається на фазі посадки - зльоту саме через відсутність чіткої взаємодії між структурами авіаційної транспортної системи. У пікові періоди авіаперевезень навантаження значно зростає, а отже зростає і вплив на безпеку польотів людського фактору. Для дослідження "людського фактора" використовуються дві моделі, що широко застосовуються в ІКАО, "SHEL" і "Різон".

Відповідно до моделі Різона для того, щоб відбулась авіаційна подія, потрібен вплив одночасно ряду сприяючих факторів, кожен з яких необхідний, але сам по собі недостатній для порушення захисту системи. Проаналізувавши безліч авіаційних подій було виділено чотири основні системи, порушення взаємодії в яких може призвести до найтрагічніших наслідків: по-перше, взаємодія і розуміння між диспетчерами УПР та екіпажем ПС, по-друге, якісне та вчасне ТО ПС, по-третє, передача IATA функції видачі сертифікатів відповідності вимогам безпеки польотів авіакомпаніям та кваліфікації пілотів на аутсорсинг іншим компаніям, що зменшує якість проведених перевірок та збільшує кількість авіа подій, і останнє – це несанкціоноване зайняття ВПП службами обслуговування, транспортними засобами, людьми та тваринами, а головне - відсутність координації між ними та екіпажем ПС.

Для підвищення рівня безпеки польотів рекомендується більш ретельно контролювати рівень кваліфікації, професійних навичок та нормувати завантаженість персоналу у пікові періоди перевезень, підвищення контролю за діяльністю авіакомпаній Міжнародними організаціями у сфері авіації та забезпечення дотримання норм та правил усіма без винятку авіакомпаніями.

*Науковий керівник – С.С. Агеев, канд. техн. наук, доцент*

## **ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ НЕБЛАГОПРИЯТНЫХ ФАКТОРОВ НА УРОВЕНЬ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТОВ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ**

Авиационные происшествия практически никогда не бывают следствием какого-либо отдельного неблагоприятного воздействия. В соответствии с моделью Ризона для того, чтобы произошло авиационное происшествие необходимо одновременное влияние ряда неблагоприятных факторов, которые отдельно сами по себе недостаточны для нарушения системы защиты безопасности полетов. Взятые по одиночке, эти факторы являются незначительными и компенсируются многократным дублированием структурных составляющих авиационно-транспортной системы.

Задача служб системы безопасности полетов заключается в предотвращении авиационных происшествий, выявлении и устранении таких причин до того, как замкнется последнее звено в упомянутой цепи событий. Большое значение в этом играют мероприятия направленные на аналитическую и научно-техническую оценку влияния неблагоприятных факторов на летно-технические характеристики воздушных судов, работу служб УВД и других служб обеспечения полетов.

Безопасность полётов гражданских воздушных судов в значительной степени обеспечивается при их разработке, в ходе которых учитываются многочисленные рекомендации и требования, изложенные в нормах лётной годности и других руководящих документах, в том числе ICAO и других международных авиационных организациях.

Не менее важным фактором обеспечения безопасности полетов являются данные расследований авиационных происшествий, проводимых с целью выявления их причин. Специалисты, проводящие такие работы, анализируя разрушения и повреждения элементов конструкций, применяют логические методы, позволяющие восстановить последовательность событий в ходе возникновения и развития аварийной ситуации, что даёт возможность достоверно определить первоначально отказавший элемент и причины его отказа. На основании результатов исследований эксплуатационных отказов даются рекомендации и внедряются соответствующие меры по их профилактике.

Анализ материалов расследования авиационных происшествий свидетельствует, что подавляющее большинство из них связано с недостатками в деятельности летного состава и явились следствием: частичной утраты профессиональных навыков и, как следствие, неспособности справиться с нестандартной или неблагоприятной ситуацией в полете; неудовлетворительного взаимодействия в экипаже; нарушений правил выполнения полетов, особенно в горной местности; выполнения полетов и ошибочные действия в сложных метеоусловиях; нарушений правил эксплуатации авиационной техники; превышения допустимой полетной массы воздушного судна; недостаточной предполетной и (или) предпосадочной подготовки и, как следствие этого, принятия необоснованных решений при планировании и осуществлении полета.

*Науковий керівник – С.С. Агеев, канд. техн. наук, доцент*

## **ПРИМЕНЕНИЕ СИСТЕМЫ НЕПОСРЕДСТВЕННОГО УПРАВЛЕНИЯ БОКОВОЙ СИЛОЙ НА ГРАЖДАНСКИХ ТРАНСПОРТНЫХ САМОЛЕТАХ**

В последние годы в связи с перегруженностью воздушного пространства вблизи аэродромов уменьшается эффективность транспортных перевозок.

Одной из причин являются плохие маневренные характеристики самолетов в области низковысотных режимов полета на малых скоростях и соответственно недостаточно высокие экономические характеристики на этих режимах полета.

В связи с этим следует обратиться к конфигурациям самолетов, обеспечивающим более маневренные характеристики на малых скоростях полета и более высокие скорости снижения на посадке по сравнению с обычными конфигурациями самолета.

В данной работе рассматриваются вопросы, связанные с возможным использованием на транспортных самолетах системы непосредственного управления боковой силой (НУБС) для улучшения летных характеристик самолета в воздушном пространстве вблизи посадочной полосы аэродрома.

Применение такой системы на самолете может дать возможность обеспечить: более точное выполнение захода на посадку, особенно его конечного участка; более кратковременное выполнение конечного участка снижения, что позволило бы уменьшить уровень шума на посадке; выполнение более крутого планирования с сокращением посадочной дистанции; более низкий посадочный минимум при посадке по приборам; более точную посадку на площадку ограниченных размеров.

Исследование вопроса о применении системы НУБС на самолете может идти по трем наиболее направлениям: использование НУБС на военных машинах для увеличения точности доставки средств поражения; использование НУБС на самолетах УВП для улучшения боковой маневренности в условиях захода на посадку без ухудшения характеристик самолета на крейсерских режимах полета; использование НУБС на гражданских транспортных самолетах.

Выполненные исследования показывают, что характеристики маневра по компенсации бокового смещения зависят как от летчика, так и от динамических характеристик самолета. В качестве основного параметра, характеризующего маневр бокового доворота, принималось потребное расстояние до начала ВПП, отсчитываемое с момента начала маневра.

В работе также рассмотрены различные варианты получения боковой силы, необходимой для выполнения маневра, и возможные критерии их оценки.

*Научный руководитель – О.Н. Трюхан, канд. техн. наук, доцент*

## **ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ЛАЗЕРНОГО ДОПЛЕРОВСКОГО АНИМОМЕТРА ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ**

Исследования пограничного слоя с использованием ЛДА является актуальной задачей для проектирования и эксплуатации авиационной техники. Такие исследования выполнялись Дубнищевым Ю.Н. Ринкевичосом Б.С. и другими исследователями. В частности проводились исследования пограничного слоя на поверхности крыла, исследование вихревых и отрывных течений в пограничном слое. Подобного рода исследования наиболее точно возможно выполнить бесконтактными методами измерения кинематических характеристик потока в пограничном слое и связывается с возможностями оптики, лазерной техники и современной системы обработки информации. Кроме того проблемы исследования не стационарных течений лазерными анемометрами является актуальной задачей в аэродинамике в связи со сложностью вышеуказанных течений. Преимуществом системы лазерной доплеровской анемометрии является то, что при такого рода исследования не вносятся возмущения в исследуемую среду, возможность измерения локальных скоростей в широком диапазоне, который ограничивается только аппаратурой обработки информации а так же высокого пространственного и временное разрешения. В настоящей работе проведен обзор существующих схем лазерных доплеровских анемометров. Установлено, что дифференциальная схема наиболее пригодна для исследования пограничного слоя модельных объектов исследуемых в данной работе. К недостаткам указного метода следует отнести сложность обработки доплеровского сигнала для импульсных, знакопеременных и закрученных потоков. Кроме того для обработки доплеровского сигнала используется спектросигнализатор с помощью которого определяется частота сигнала. Однако существующие модели спектоанализаторов не позволяют выделить доплеровский сигнал из сигналов которые в него попадают при проведении выше указанных исследований. В некоторых случаях амплитуда доплеровского сигнала может быть меньше чем амплитуда помех. Помехи образуются например связи с самим устройством спектоанализатора который воспроизводит эфирные радиосигналы а так же шумы связанные с самой схемой ЛДИС. Для исследования выше указанных течений в настоящей работе используют специально подобранные фильтры. Сложность подбора заключается в том, что фильтр при некорректном его подборе при прохождении сигнала через спектроанализатор влиял на доплеровский сигнал, изменяя его характеристики. Подобранные фильтры позволили провести исследования пограничного слоя модельных объектов.

*Научный руководитель – С.В. Копилов, ст. преподаватель*



УДК 629.735.018.7.015.3.025.1 (043.2)

**Шепота І.С., Шперлинг Г.Я.**

*Національний авіаційний університет, Київ*

**ИССЛЕДОВАНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ НОВЫХ  
ВИХРЕОБРАЗОВАТЕЛЕЙ ДЛЯ УЛУЧШЕНИЯ ОБТЕКАНИЯ КРЫЛА  
НА БОЛЬШИХ УГЛАХ АТАКИ**

В последние годы появилось много информации в специальных изданиях об исследовании влияния турбулизаторов и вихреобразователей на обтекание крыла на больших углах атаки.

Турбулизаторы используются на самолетах легкой авиации, транспортной авиации и сверхзвуковых самолетах для улучшения посадочных характеристик. Например, на самолете Цессна-12 турбулизаторы по передней кромке крыла улучшают отрывные характеристики и уменьшают посадочную скорость на 9%. На самолете Л-39 турбулизаторы улучшают параметры работы горизонтального оперения.

Исследования, проведенные в НАУ на летающей модели показали эффективное влияние на отрыв потока объемных вихреобразователей, установленных на передней кромке крыла. Впервые были использованы несимметричные вихреобразователи, которые организовали вихри обратного вращения по отношению вращения концевое вихря.

Для анализа эффективности новых видов вихреобразователей ведётся исследование с помощью измерения распределения давления по поверхности тестового крыла.

Методика эксперимента заключается в измерении распределения давления и сравнительном анализе особенностей кривых, расчета подъемной силы и сопротивления по распределению давления.

В качестве вихреобразователей используются пластинчатые и объемные вихреобразователи различных геометрических размеров.

Сравниваются критические углы атаки, наличие гистерезиса, крутизна изменения подъемной силы и аэродинамическое сопротивление. Особый интерес представляет изменение аэродинамического качества по углу атаки.

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

УДК 629.735.015.3.025.1(043.2)

**Чореклиев А.К., Аллакулиев А.Ч.**

*Национальный авиационный университет, Киев*

## **ВИХРЕВОЙ ЩИТОК “КРЮГЕРА”**

Вихревой щиток Крюгера широко используется в проектах современных транспортных и военных самолетов.

Он установлен на передней кромке крыла для увеличения подъемной силы на режимах взлета и посадки таких самолетов как Boeing 777, Boeing 747, МиГ-29 и другие. Классический щиток Крюгера увеличивает коэффициент подъемной силы до значения  $C_{y\max} = 1,6$  при ширине пластины  $\delta = 0,12$ .

Улучшение характеристик щитка Крюгера планируется за счет создания с его помощью вихревой пелены растекающейся по хорде крыла, что приводит к увеличению энергии потока обтекающего крыла, затягивания критического угла атаки, росту подъемной силы и снижению вихревого сопротивления.

В качестве вихреобразователей используются плоские пластины, поставленные под углом к потоку, объемные вихреобразователи открывающейся у передней кромки с выпуском щитка Крюгера в рабочем положении.

Исследования проводятся в аэродинамической трубе УТАТ-2 НАУ при скорости до 30 м/с, в числе Рейнольдса равном  $2 \cdot 10^5$ , степени турбулентности в трубе до 2% поэтому рассматривается число Рейнольдса эффективные, определенное по известной методике.

Модель крыла типа НАСА 0,018 с размахом 0,46 метров хордой 0,2 метра и толщиной 18%, для увеличения удлинения крыла используются торцевые шайбы.

В эксперименте определяются аэродинамические  $C_y$ ,  $C_x$ ,  $m_z$ , для различных конфигураций вихреобразователей исследуются перспективные объемные вихреобразователи особенностью, которых является создание подсосывающей силы Жуковского при обтекании. Для эффективности вихреобразователей необходимо определить оптимальные углы установки в продольном и боковом отношении. Особый интерес представляют результаты исследования стреловидного крыла с вихреобразователем, что планируется в перспективе.

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

## **ОТРЫВ ПОТОКА НА КРЫЛЕ**

Почему на крыле развивается срыв потока? Это сложное и опасное явление связано с взаимодействием пограничного слоя в непосредственной близости с обтекаемой поверхностью крыла с потенциальным потоком воздуха. Отрыв потока возможен только в зоне действия положительного продольного градиента давления. Отрыв начинается в зоне задней кромки крыла и с увеличением угла атаки движется вперед по хорде. На критическом угле атаки отрыв достигает передней кромки крыла. Аэродинамические характеристики крыла резко ухудшаются: подъемная сила падает, аэродинамическое сопротивление резко растет. Самолет переходит в режим сваливания, возможен штопор. Вот почему если пилот превышает критический угол атаки, может произойти инцидент или катастрофа.

Очевидно, при восстановлении безотрывного течения на крыле будет происходить некоторая потеря высоты. Отрыв наиболее опасен на низких высотах. Увеличение мощности двигателя может помочь уменьшить потерю высоты из-за более быстрого увеличения скорости и уменьшения угла атаки.

Восстановление нормального обтекания после отрыва зависит от аэродинамических характеристик самолета. На современных самолетах используют систему предупреждения о приближении срыва: световая и звуковая сигнализация, тряска штурвала. Срывные характеристики также зависят от того, как самолет загружен (общее значения полетного веса и положения центра тяжести вдоль хорды крыла).

В докладе проведен анализ изменения аэродинамических характеристик при влиянии отрывных вихрей в зависимости от углов атаки, динамики развития вихревого движения в зоне глубинного отрыва в функции времени. Для анализа используются статьи, изданные в Вестнике НАУ, издания американских авторов, последние новости интернета.

Для борьбы с развитием вихревого отрывного течения предлагается использовать вихреобразователи вихрей, оси которых перпендикулярны к оси отрывного вихря. Развитие активного взаимодействия вихрей приводит к ослаблению отрывных вихрей, увеличению критического угла атаки, устранению гистерезиса и улучшения моментных характеристик.

В докладе приведены результаты экспериментальных исследований, раскрывающих эффективность вихреобразователей. Сформулирована концепция развития новых форм вихреактивных крыльев.

*Научный руководитель – О.М. Переверзев, канд. техн. наук, профессор НАУ*

## **ИСПОЛЬЗОВАНИЕ МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ПОВТОРЯЕМОСТИ СКОРОСТИ ВЕТРА РАЗЛИЧНЫХ ГРАДАЦИЙ В ПРИЗЕМНОМ СЛОЕ ПРИ ПЛАНИРОВАНИИ ПОЛЕТОВ**

В последнее время на территории Украины, также как и на территории большинства государств мира, стремительно развивается сверхлегкая и малая авиация. Пилоты-любители либо самостоятельно, либо вступая в авиационные клубы и совместно проводя время, выполняют полеты, а также подготовку к ним.

Для того чтобы эти полеты были безопасными, необходимы не только исправная авиационная техника, а и благоприятные метеорологические условия.

Планирование полетов – это очень ответственный и сложный процесс, так как необходимо учитывать множество различных факторов. Очень часто свои коррективы в планы вносит метеорологическая обстановка. Ухудшение погодных условий иногда приводит к отмене полетов. Для того, чтобы процент отмененных полетов по причине сложных метеорологических условий был как можно меньше, необходимо учитывать климатические данные конкретного региона при планировании полетов. Разработка метеорологической модели повторяемости скорости ветра различных градаций в приземном слое облегчит планирование визуальных полетов. В наших исследованиях путем обработки климатических данных по Львовской области выявлены особенности распределения повторяемости скорости ветра на территории области в течение года и по сезонам. Данная информация предоставлена в виде графиков и карт.

Использование разрабатываемой модели поможет эффективнее выбрать маршрут полета, учитывая характер распределения и повторяемость сложных метеорологических условий над необходимой территорией. Таким образом, пилот уже при планировании маршрута может заблаговременно обходить те районы, где очень высока вероятность возникновения сильного ветра. Также модель может быть использована при составлении планов полета на длительный период. В таком случае, зная в какое время года над необходимой территорией повторяемость сложных метеорологических явлений максимальна, можно уменьшить или исключить полеты. И наоборот, увеличить количество полетов над той территорией и в то время, когда наиболее часто наблюдаются хорошие условия погоды.

*Научный руководитель – С.Н. Коренной, ст. преподаватель*

УДК 551.5(043.2)

**Михалева Е.Д.**

*Кировоградская летная академия НАУ, Кировоград*

## **УЧЕТ НИЗКОЙ ОБЛАЧНОСТИ В ПРОЦЕССЕ ПРЕДПОЛЕТНОЙ ПОДГОТОВКИ ПИЛОТОВ-ЛЮБИТЕЛЕЙ**

Всё больше людей в поисках новых эмоций становятся пилотами-любителями. Несмотря на огромные финансовые затраты при покупке и дальнейшей эксплуатации авиационной техники, из года в год количество таких пилотов увеличивается. Всего в Украине насчитывается около 3-4 тысяч авиалюбителей.

Несмотря на то, что авиационная техника постоянно совершенствуется, ее зависимость от метеорологических условий не уменьшается. Облачность, осадки, ветер, туман и другие метеорологические явления оказывают значительное влияние на пилотирование и воздушную навигацию. Часто определяют возможность или невозможность выполнения полетов с точки зрения безопасности и экономической целесообразности.

Целью нашего исследования является разработка метеорологической модели повторяемости низкой облачности над Львовской областью. Данная модель даст возможность пилотам анализировать повторяемость низкой облачности над необходимой территорией и исключать зоны с наибольшей повторяемостью при составлении маршрутов полета.

При полетах по ПВП взлет или посадка на аэродроме, находящемся в пределах диспетчерской зоны, или вход в зону аэродромного движения запрещается, если высота нижней границы облаков менее 450 м.

Проанализировав климатические данные по Львовской области с 2010 года по 2014 год, мы выявили динамику повторяемости НГО в различных районах за каждый сезон и в течение года. Таким образом, данная информация в графическом и картографическом виде поможет пилотам-любителям более грамотно и эффективно использовать воздушное пространство при выполнении полетов.

*Научный руководитель – С.Н. Коренной, ст. преподаватель*

## **СИСТЕМА ПІДТРИМКИ ПРИЙНЯТТЯ РІШЕННЯ ДЛЯ ІНСТРУКТОРА МОДЕЛЮЮЧОГО КОМПЛЕКСУ, ЯК ІНТЕГРАЛЬНИЙ МОДУЛЬ ОСОБИСТОСТІ ІНСТРУМЕНТАЛЬНОГО ПОРЯДКУ**

Функціонування авіаційної галузі неможливе без забезпечення безпеки польотів. Після детального опрацювання статистичних даних та проведеного аналізу стану безпеки польотів міжнародної цивільної авіації на сучасному етапі, можна побачити, що відсоткове відношення кількості авіаційних подій, які сталися через відмову авіаційної техніки та через людський фактор, зокрема, через неправильність дій авіаційного персоналу, станом на 2013, становить 10:90. Тому, із впевненістю можна сказати, що за всю історію авіації проблема безпеки не втрачає своєї значимості. А, навпаки, із значними темпами розвитку науково-технічного прогресу набуває ще більшої актуальності.

Стрімкий розвиток сучасного глобалізованого суспільства зумовлює постійне зростання вимог до авіаційного персоналу. Адже, ключовим завданням авіадиспетчера є забезпечення безпечного, регулярного та впорядкованого руху ПС. Саме тому, важливим аспектом в професійній підготовці майбутніх спеціалістів УВД є тренажерна підготовка.

На сьогоднішній день, сучасним підходом при підготовці майбутніх авіаційних кадрів є використання модульних тренажерів, які дозволяють набути, підтримати та підвищити рівень професійно - важливих якостей з урахуванням індивідуального підходу. Даній системі притаманна автоматизована фіксація порушень, яка є багатопараметрною та складається з таких частин, як оцінка безпеки, оцінка регулярності та оцінка економічності. Важливо уточнити, що оцінка безпеки будується на основі вимог керуючих документів в сфері витримування інтервалів ешелонування (повздовжнього, вертикального, горизонтального). Оцінка регулярності, в свою чергу, формується в результаті фіксування параметрів виходу ПС із зони керування та порівняння їх із заданими, так званими, (плановими) параметрами. А, оцінка умов економічності, передбачає визначення ефективності вибраних методів для вирішення потенційно-конфліктних ситуацій.

Проаналізувавши низку наукових статей та використавши емпіричний метод дослідження був зроблений висновок, що при підготовці майбутнього спеціаліста по управлінню повітряним рухом важливим є врахування когнітивного стилю особистості, ригідності та вміння використовувати теоретичну підготовку, як інструмент для виконання завдань в процесі роботи на моделюючому комплексі. Важливо зазначити, що чим вищий рівень тренажерної підготовки, тим нижчий прояв ригідності, а як наслідок – зменшення рівня допущених помилок в процесі виконання практичних завдань в ході тренажерної підготовки, а в майбутньому – запобігання виникненню труднощів при управлінні повітряним рухом та ефективне забезпечення безпеки польотів.

*Науковий керівник – М.Ю. Сорока., ст.викладач*

**АНАЛІЗ Кліматичних умов на аеродромі Кіровоград**

Роль авіаційної галузі в сучасній транспортній системі вантажних та пасажирських перевезень значно зросла. Інтенсивність повітряного руху має чітку тенденцію до зростання, тому як наслідок зростає потреба в досвідчених пілотах. Підготовка пілотів займає досить тривалий час, це пов'язано зі значною кількістю аудиторних занять, а також з практичною підготовкою на льотних тренажерах та безпосередньо на літаках відповідного типу. На даний момент в академії досить гостро стоїть питання практичної підготовки, а саме польотів на літаках. Це пов'язано з невеликим парком ПС, а також, на нашу думку, не зовсім досконалим планом графіком учбово-льотної роботи академії. Врахування кліматичних особливостей аеродрому при складанні планів-графіків польотів оптимізує використання навчального часу.

Аналіз кліматичних даних за 2010-2014 роки на території кіровоградського аеродрому показав, що хуртовини в Кіровограді відмічалися з листопада по березень. Найбільша кількість хуртовин зареєстрована в січні - 2,47%, найменша – в листопаді - 0,27%. Так як хуртовини пов'язані з проходженням фронтів, вони з рівною вірогідністю спостерігаються в будь який час доби.

Перші грози в Кіровограді спостерігаються в квітні - 0,19%, найпізніші в жовтні - 0,3%. Максимальна повторюваність гроз характерна для теплого періоду року. За літній період повторюваність гроз складає 11,83%, з них найбільша в червні – 5,16%. Також, часто грози спостерігаються в серпні - 3,9%. Найчастіше грози виникають з 13 до 22 години під час максимального прогріву земної поверхні. В нічні та вранішні години грози спостерігаються рідко.

За досліджуваний період в Кіровограді спостерігалось 10 випадків граду: по одному випадку в березні та жовтні, по два випадки в червні та липні, найчастіше град випадав в травні, що має повторюваність 0,11%.

Повторюваність туманів залежить від сезону: тумани частіше виникають в холодні місяці року, ніж в теплі. Найбільша повторюваність туманів в листопаді – 11,05%, найменша – в липні - 0,05%. Найбільша повторюваність серпанку спостерігається в осінній період – 28,76% в листопаді, найменша – в теплий період – 1,94% у липні.

Аналізуючи добово-річні хід небезпечних явищ можна відмітити, що найсприятливіші погодні умови для навчальних польотів на аеродромі Кіровоград спостерігаються в теплий період року так як повторюваність випадків складних умов в ранкові години не перевищує в травні-серпні 5%, а в квітні та вересні - 7%.

*Науковий керівник – А.М. Невиніцин, канд. техн. наук, доцент*

## **ОЦІНКА РИЗИКУ ЗІТКНЕНЬ ПС У ПОВІТРЯНОМУ ПРОСТОРИ ЛЬВІВСЬКОГО РЕГІОНАЛЬНОГО СТРУКТУРНОГО ПІДРОЗДІЛУ**

Розвиток нових технологій з одного боку, зростання інтенсивності повітряного руху у відповідності зі стратегією розвитку аеронавігаційної системи України з іншої, спричиняє виникнення факторів, що впливають на забезпечення безпеки польотів при управлінні повітряним рухом (УПР). Все це в сукупності спричиняє зріст потенційно-конфліктних ситуацій у зоні відповідальності диспетчера УПР. Для оцінки рівня безпеки польотів у зоні відповідальності центра УПР у сучасний момент часу потрібно на підставі інформації вести оперативну оцінку, що дозволяла б дати об'єктивне подання про динаміку зміни даного параметра. Для цього при обчисленні оперативної оцінки рівня безпеки польотів повинна використовуватися найбільш повна інформація про рух ПС у сучасний момент часу й структурі контрольованого повітряного простору.

З метою аналізу рівня безпеки польотів раціонально проводити оцінку ризику. Ризик включає непевність, чи відбудеться небажана подія й чи виникне несприятливий стан, тобто іншими словами під ризиком варто розуміти очікувану частоту або ймовірність виникнення небезпек певного класу, або ж розмір можливого збитку (втрат, шкоди) від небажаної події, або ж деяку комбінацію цих величин. Виникнення небезпечних ситуацій є результатом прояву певної сукупності факторів ризику, породжуваних тими або іншими джерелами, обставинами, умовами.

Стосовно до проблеми безпеки діяльності ЦА такими подіями можуть бути: погіршення під впливом несприятливих факторів польоту здоров'я або смерть людини (користувача послуг повітряного транспорту), значні uszkodження або руйнування повітряного судна, забруднення або руйнування екологічної системи, викликані факторами діяльності ЦА, матеріальний збиток від небезпек, що реалізувалися, або збільшення витрат на безпеку. Кожна небажана подія може виникнути стосовно певної жертви - об'єкту ризику.

Предметом моделювання для наступної оцінки ризику зіткнень повітряних суден обрана зона СТА Львівського РСП. Вибір Львівського РСП актуальний, тому що особливістю обслуговування повітряного руху у Львівському РДЦ є найбільше серед всіх РДЦ кількість країн, з якими здійснюється взаємодія при ОПР, що безпосередньо впливає на рівень інтенсивності повітряного руху. Фіксація ПКС проводилась шляхом аналізу порушення мінімум і в ешелонування в зоні СТА.

Безсумнівно, безпека польотів пов'язана з інтенсивністю повітряного руху й між ними існує певна залежність. З метою підтвердження існування цієї залежності виникла необхідність практичного дослідження ризику виникнення конфліктів між повітряними судами за допомогою моделі повітряного простору на моделюючому комплексі. Модель сектора РДЦ Львівського РСП була реалізована в модулі генерації вправ SkyMaster, що є складовою частиною моделюючого комплексу Fusion.

*Науковий керівник – В.М. Неділько, канд. техн. наук, доцент*



**АНАЛИЗ КЛИМАТИЧЕСКИХ ДАННЫХ ПОВТОРЯЕМОСТИ НИЗКОЙ ВИДИМОСТИ НА ТЕРРИТОРИИ ЛЬВОВСКОЙ ОБЛАСТИ С ЦЕЛЬЮ ПОВЫШЕНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ВОЗДУШНОГО ПРОСТРАНСТВА КЛАССА G**

О том, что малую авиацию ждет блестящее будущее, говорится давно. Освоив руль, всё больше людей в поисках новых эмоций и ощущений садятся за штурвал самолёта или вертолёта. Из года в год число пилотов-любителей увеличивается: 89% всех воздушных судов в мире работают в малой авиации, 87% всех полетов классифицируются как полеты МА. Но, ни для кого не секрет, что аварийность в малой авиации заметно выше, чем в большой. Существуют объективные и субъективные причины, объясняющие этот факт, и одним из них является зависимость полетов от метеорологических условий.

Горизонтальная дальность видимости (ГДВ) - один из элементов, который определяет минимум погоды (возможность взлета, посадки и визуальных полетов). Наличие информации о повторяемости низкой видимости на определенной территории позволит уменьшить количество отмененных полетов и более грамотно составить маршрут и график полетов.

Чтобы разработать метеорологическую модель повторяемости низкой видимости на территории Львовской области, которая даст возможность пилотам малой авиации владеть информацией о повторяемости низкой видимости и оценивать обстановку в целях безопасного совершения полета, мы проанализировали данные повторяемости значений низкой видимости на территории области с 2010 по 2014 год. Расчеты проведены для следующих градаций ГДВ <200м, <400м, <600м, <800м, <1000м, <1500, <3000м, <5000м, <8000м. Для всех рассмотренных градаций ГДВ четко прослеживается годовой ход повторяемости. В холодное время года ухудшение видимости ниже 5000м наблюдается чаще в теплое время года. В суточном ходе повторяемости низкой видимости просматривается следующая тенденция: наиболее высокая повторяемость отмечается в предутренние часы и утром, когда в результате снижения температуры возникают радиационные дымки и туманы. Также определены районы с максимальной повторяемостью низкой видимостью.

Таким образом, разработанная метеорологическая модель поможет пилотам-любителям более грамотно составить графики полетов и проложить оптимальный маршрут.

*Научный руководитель – С.Н. Коренной, ст. преподаватель*

## **ТЕХНОЛОГІЇ ТА ТЕХНОЛОГІЧНЕ ОБЛАДНАННЯ АЕРОПОРТІВ**

УДК 629.735.083.002.5:621.876 (043.2)

**Анікіна В.В., Злобіна О.М.,**  
*Національний авіаційний університет, Київ*

### **СУЧАСНІ ЗАСОБИ ЗАВАНТАЖЕННЯ АВІАЦІЙНОГО БАГАЖУ**

Спеціально під Чемпіонат Європи з футболу ЄВРО 2012 в Україні було поставлено два автіоліфти DOLL CateringLift X-Cat M на базі шасі IVECO EuroCargo ML120E21.

Спецавтомобільавтіоліфт призначений для перевезення і завантаження в літак побутового устаткування та контейнерів з бортовим харчуванням для пасажирів. Конструкція автіоліфта складається з підйимального механізму типу "ножиці" з кузовом, який встановлено на шасі IVECO EuroCargo ML120E21. Кузов автіоліфта виготовлений з панелей типу "сендвіч".

Автомобіль IVECO Eurocargo ML120E21 застосовується як шасі, спеціально дорацьований під установку підйимального кузова. Шасі обладнано чотирма гідравлічними висувними опорами для забезпечення стійкості автіоліфта під час роботи. Кузов обладнаний підйимальними дверима ламального типу з теплоізоляцією. У кузові є вузли кріплення літакових контейнерів для боргхарчування. Покрытие підлоги має антиковзаюче покриття. На кузові встановлений передній майданчик. З метою забезпечення точного і безпечного причаловання до люка літака передній майданчик має пересувну конструкцію, здатну переміщуватися в подовжньому і поперечному напрямках. Переміщення майданчиків електрогідравлічне. Задній майданчик, підйимальний з гідроприводом, змонтовано на шасі IVECO, і призначено для підйому вантажів з рівня землі або рампи.

Підймання та опускання кузова, заднього майданчика і висувних опор здійснюється за допомогою гідравлічних циліндрів. Вся гідравлічна система побудована із застосуванням надійних розподільників і замків, що забезпечують безвідмовну роботу в будь-якій ситуації. Як резервна система, передбачена можливість підйому кузова автіоліфта за допомогою ручного насоса. Управління підйомом (опусканням) кузова здійснюється в кабіні водія або з пульта розташованого в кузові. Управління підйомом (опусканням) заднього майданчика здійснюється із заднього пульта зовні кузова або з пульта на самому майданчику.

Визначальною особливістю автіоліфта версії HalfSize – це можливість обслуговувати висоту від 1450 мм до 5900 мм, тобто від самих маленьких до самих великих літаків.

Конструкція транспортного засобу відповідає нормам і правилам руху транспорту по суспільних дорогах, застосовних нормах BGV, закону про безпеку устаткування, нормам і правилам IATA, а також EN 12312-2.

*Науковий керівник – Д.О. Щербина, канд. техн. наук, доцент*

УДК. 629.73.03.419(043.2)

**Андрєєва В.Е.**

*Національний авіаційний університет, Київ*

## **КОМПОЗИЦІЙНИЙ МАТЕРІАЛ ДЛЯ СІДЕЛ КЛАПАНІВ СУЧАСНИХ ДВЗ АВІАЦІЙНОЇ НАЗЕМНОЇ ТЕХНІКИ**

Як відомо основним агрегатом силової установки сучасної АНТ є двигун внутрішнього згоряння, що значно ефективніший та економічніший за авіаційний, та потужніший за електричні аналоги. З часом відбувається заміна традиційних двигунів на економічні та інжекторні нового покоління відомих світових фірм виробників Deutz та Cummings. В конструкціях цих двигунів для збільшення коефіцієнту наповнення циліндра та більш ефективної продувки циліндрів встановлено по два впускних та впускних клапани, що ускладнило проблему герметизації системи клапан-сідро, та підвищення їх зносостійкості.

Сідла клапанів, як і самі клапана, працюють в дуже важких умовах. Температура вихлопних газів в бензинових двигунах може досягати 950-980°C. При цьому сідла клапанів піддаються дії циклічних теплових і ударних навантажень, а також хімічній і фізичній дії газів паливної суміші, що відходять.

Основні експлуатаційні і технологічні вимоги, що пред'являються до матеріалів для сідел клапанів:

- твердість, співрозмірна з твердістю клапана (35-40 HRC);
- зносостійкість в умовах сухого тертя при температурі 600°C для впускного сідла клапана;
- термостабілізація матеріалу по структурі і механічним властивостям в діапазоні робочих температур;
- корозійна стійкість, жаростійкість під дією вихлопних газів;
- достатня теплопровідність, що забезпечує швидке відведення тепла від робочої фаски сідла;
- технологічність виготовлення і добра механічна обробка.

Одночасно з технічними вимогами до матеріалів виносяться і економічні вимоги – мінімальна вартість складових компонентів, мінімальна їх кількість та найдешевша технологія їх отримання. У якості основи матеріалу для сідел клапанів обрано карбід хрому, що легко добувається карбюризациєю оксиду хрому, тому що карбід хром поєднує помірний комплекс властивостей твердості, жаростійкості поряд з технологічними припрацьовуваності та легкості обробки. Для підвищення щільності матеріалу в нього варто вводити металевий складник в якості основи якого обрано жароміцний та коррозійно-стійкий нікель. Технологія отримання матеріалу спікання в неконтрольованій атмосфері.

Таким чином потрібно з'ясувати склад та технологічні особливості отримання композиційного матеріалу та визначення його властивостей. Отже, така система та технологія отримання матеріалу дозволить отримати достатню кількість однотипних кільцевих виробів для подальшої їх обробки та встановлення у якості сідел клапанів.

*Науковий керівник – А.Г. Довгаль, канд. техн. наук, доцент*

## **АВТОМАТИЧНА СИСТЕМА ПРИМУСОВОГО ГАЛЬМУВАННЯ СПЕЦМАШИН В ЗОНІ ОБСЛУГОВУВАННЯ ПОВІТРЯНИХ СУДЕН**

Безпека руху на аеродромі і пероні є однією з важливих складових, пов'язаних із ефективним функціонуванням сучасного аеропорту.

Як свідчить статистика, щороку в аеропортах фіксується значна кількість пошкоджень ПС авіаційною наземною технікою, виникають надзвичайні ситуації, які можуть призвести до закриття аеропорту чи зіткнення спецмашин (СМ) або повітряних суден на землі.

Для уникнення таких ситуацій необхідно дотримуватися чітких та інформативних правил, які регламентують організацію руху повітряних суден і авіаційної наземної техніки в аеропорту, а також вимог до посадових осіб – експлуатантів щодо їх забезпечення.

Проте слід врахувати, що існуючі відомчі документи з організації руху повітряних суден, спецтранспорту і засобів механізації на аеродромах цивільної авіації не повною мірою відповідають сучасним вимогам забезпечення регулярності та безпеки польотів ПС, не враховують рекомендацій ІКАО та міжнародних організацій експлуатантам аеропортів.

Саме тому необхідно підтримувати безпеку обслуговування ПС на землі не лише за допомогою певних документів та правил, а й шляхом застосування автоматичних систем примусового гальмування спецмашин.

Системи АЕВ(AutomaticEmergencyBraking) підвищують безпеку в двох напрямках: по-перше, вони допомагають уникнути нещасних випадків шляхом визначення критичних ситуацій на ранній стадії і попередження водія; а по-друге, вони знижують наслідки аварії, яку не можна уникнути шляхом зниження швидкості зіткнення.

Більшість систем АЕВ використовують радар, (стерео) камери та/або лідар на основі технології виявлення ПС попереду спецмашини. Ця інформація в поєднанні з тим, що машина знає власну швидкість і траєкторію, допомагає визначити чи розвивається критична ситуація. Якщо потенціал зіткнення виявлено, системи АЕВ спочатку спробує уникнути аварії, попереджаючи водія про те, як необхідно діяти. Якщо ніяких дій не робиться, і зіткнення як і раніше очікується, система буде застосовувати гальма. Деякі системи використовують повне гальмівне зусилля. У будь-якому разі, ідея полягає в тому, щоб зменшити швидкість, з якою відбувається зіткнення. Деякі системи деактивуються, як тільки водій вживає запобіжні дії.

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

**ПІДБІР ДИХАЛЬНОГО КЛАПАНА ДЛЯ РЕЗЕРВУАРУ АЗ**

Дихальний клапан підбираються за пропускною спроможністю та перепадом тиску, який допускається. Разом з тим, дихальний клапан можна розраховувати за максимальним тиском, який може витримати його перекриття за наступною формулою:

$$P_{\text{Дmax}} = \delta_{\text{к}} \cdot \rho_{\text{с}} \cdot g + \frac{G}{F}, \quad (1)$$

де  $P_{\text{Дmax}}$  – максимальний тиск парів нафтопродукту, Па;

$\delta_{\text{к}}$  – товщина листа перекриття, м;

$\rho_{\text{с}}$  – густина метала перекриття, кг/м<sup>3</sup>;

$G$  – вага каркасу перекриття, Н;

$F$  – площа перекриття, м<sup>2</sup>.

Розглянемо встановлення дихального клапану на резервуарі та визначимо  $P_{\text{Дmax}}$ . Площу перекриття приймаємо, як площу всієї циліндрової поверхні резервуара, та визначаємо за формулою:

$$F = L \cdot H,$$

де  $L$  – довжина утворюючої циліндра цистерни, м;

$H$  – довжина цистерни.

Підставивши необхідні значення радіуса та довжини резервуара, отримаєм:

$$F = 98,91 \text{ м}^2.$$

Для визначення ваги циліндричної частини резервуара з товщиною стінки  $\delta_{\text{к}}=5\text{мм}$  використаєм наступну формулу:

$$G = \rho \cdot V \cdot g,$$

де  $\rho$  – густина матеріалу, з якого виготовлений резервуар, кг/м<sup>3</sup>;

$V$  – об'єм циліндричної частини, м<sup>3</sup>;

$g$  – прискорення вільного падіння, м/с<sup>2</sup>.

Об'єм циліндричної частини цистерни визначаємо як різниця між об'ємами циліндрів з діаметрами  $d_1$  і  $d_2$ .

Звідси, підставивши необхідні значення отримаємо:

$$G = \rho \cdot g \cdot \frac{\pi L}{4} \cdot (d_1^2 - d_2^2) = 187,3 \text{ кН}$$

Тоді підставивши всі отримані значення у формулу (1) отримаємо:

$$P_{\text{Дmax}} = 2276 \text{ Па.}$$

З розрахунків видно, що матеріал резервуару витримає тиск парів нафтопродукту рівний 2276 Па, отже при регулюванні дихального клапану на тиск 2000 Па він буде мати запас за тиском 276 Па.

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

## **АВТОМАТИЗОВАНІ СИСТЕМИ ПОПЕРЕДЖЕННЯ ОБЛЕДЕНІННЯ ВЗЛІТНО-ПОСАДКОВИХ СМУГ**

В сучасних умовах експлуатаційного утримання аеродромних покриттів у період осінньо-зимової навігації актуальною задачею залишається проведення технологічних операцій з попередження та видалення ожеледі.

Головний ворог аеродромних покриттів - лід. При різких стрибках температури вода в порах верхнього шару бетону замерзає. Від цього в ньому утворюється сітка з мікротріщин. Потім бетон починає лущитися і в підсумку руйнується.

У галузі боротьби з льодоутворенням застосовуються стаціонарні системи, що включають в себе автоматизовані пристрої оцінки і прогнозування стану аеродромних покриттів. Датчики, вмонтовані в покриття, забезпечують інформацією за фактичними і прогнозованими значеннями коефіцієнта зчеплення, наявністю, видом, товщиною шару опадів.

Також застосовуються автоматичні системи попередження обледеніння. Такі системи складаються з автоматичних дорожньо-метеорологічних станцій, автоматичних стаціонарних установок по нанесенню рідинних протиоблідновальних засобів, системи оповіщення, системи моніторингу роботи віддалених груп стаціонарних та рухомих розподільників хімічних реагентів і комплексу керуючих терміналів.

Одна з методик визначення наявності або прогнозування льодоутворення - це методика, що реалізується за допомогою номограми. Номограма дозволяє при відомих параметрах системи "Приземний шар - поверхня покриття" визначити шляхом графічних побудов ймовірність льодоутворення, а при використанні прогнозованих значень параметрів дозволяє скласти попередній прогноз можливості льодоутворення.

Ступінь надійності прогнозу льодоутворення, отриманого за допомогою номограми, визначається ступенем надійності значень використовуваних параметрів.

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

## **ОГЛЯД ТА СУЧАСНІ ТЕНДЕНЦІЇ ЩОДО ПОЛІПШЕННЯ КОНСТРУКЦІЇ ТЕЛЕСКОПІЧНИХ ТРАПІВ В АЕРОПОРТАХ**

В доповіді розглядається питання щодо покращення технологічних процесів в аеропортах, зменшення часу на ці процеси та заходи щодо зручності у виконанні технологічних операцій наземної техніки.

Важливим питанням у експлуатації телескопічних трапів являється їх безпечне та миттєве з'єднання з бортом ПС. Від цього фактора залежить економія часу на дану операцію.

Для вирішення вищеописаних питань для успішного стику телескопічного трапа з бортом ПС доцільно виконувати дану операцію за допомогою ультразвукових датчиків з метою плавного автоматичного стику.

Проблема телескопічних трапів полягає в тому, що трап прикріплений на одному кінці шарніром до будівлі терміналу аеропорту і тому є можливість гойдання вліво або вправо, щоб підняти або опустити трап і забезпечити з'єднання з ПС різних розмірів і форм фюзеляжа. Плавний рух телескопічних трапів в значній мірі залежить від лінійності й стабільності датчиків зворотнього зв'язку. Датчики повинні працювати в складних відкритих умовах навколишнього середовища.

Для усунення цих проблем застосовується технологія з використанням ультразвукових датчиків Pepperl + Fuchs. Такий телескопічний трап може бути забезпечений декількома ультразвуковими датчиками: один ближній датчик контролює горизонтальне наближення до літака, а інший – дальній датчик – допомагає вирівняти вертикальну висоту трапа.

Пропонований винахід відповідає сучасному рівню техніки. Трап-детектор містить кілька фотодіодів, встановлених послідовно під різними кутами один до одного. Один із фотодіодів, по ходу прямого руху оптичного променя, встановлений таким чином, що його активна поверхня перпендикулярна до бісектриси кута  $\alpha$  між напрямками від обраного фотодіода на попередній і перший фотодіоди. Завдяки цьому промінь, відбитий від активної поверхні вибраного фотодіода, направляється на активну поверхню першого фотодіода, тим самим збільшується кількість віддзеркалень оптичного променя від активних поверхонь фотодіодів. Це дає можливість збільшити частину оптичної енергії, яка перетворюється в електричну, і тим самим підвищити точність вимірювань.

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

## **ВОДЕНЬ, ЯК АЛЬТЕРНАТИВА ПАЛИВУ В СУЧАСНІЙ АВІАЦІЇ**

Нині паливно-енергетична і екологічна проблеми набувають дедалі більшої актуальності і масштабності. Це пов'язано з обмеженістю запасів палива, зростанням потреби інших галузей промисловості, забрудненим довкіллям.

Найперспективнішим енергоносієм нині є водень в рідкому і газоподібному стані. Кількість літаків, двигунів та аеропортів постійно збільшується, і зміна палива є дороговартісним і тривалим процесом.

Водень задовольняє багатьом вимогам, що ставляться до палива. Водень дає мінімум забруднення довкілля. Висока масова теплота згоряння приблизно в 2,8 рази перевищує теплоту згоряння гасу, його висока повнота згоряння дозволяє збільшити ефективність двигунів, зменшити питому витрату палива, зменшити габарити двигуна. Водень легко випаровується і швидко поширюється з усього обсягу камери згоряння, що сприяє швидкому запуску двигуна.

Водень при згорянні дає полум'я з низькою випромінюючою здатністю і згорає без утворення нагару, що подовжує ресурс і надійність двигунів. Двигуни, працюючи на водні, практично не забруднюють довкілля. Теплопоглинаюча здатність водню в 30 разів більша, ніж гасу, що дозволяє вживати його у системах охолодження елементів двигуна літальних апаратів. Підвищення ефективності охолодження турбін дозволяє підняти температуру перед турбіною і рівень тиску в компресорі. Це спричинить різке зниження питомої витрати пального до 20%. Менша маса літального апарату дозволяє зменшити навантаження на крило й розміри крила. Робота на водні дозволяє створювати компактні камери згоряння з більш рівномірним температурним полем.

Більшість проблем з використанням водню, як авіаційного палива пов'язані з його дуже низькою щільністю ( $63-70 \text{ кг/м}^3$ ) і низькою температурою кипіння (20 К). Отже, заправні баки літака мають бути відносно великими щодо конфігурації поверхні літака, для уникнення надлишкових втрат на випаровування й отримання додаткової маси ізоляції. Розглянемо поступовий перехід авіації на криогенне паливо, який складається з трьох етапів:

1. Тільки кілька аеропортів мають криогенні системи заправлення.
2. Найбільші аеропорти мають криогенні системи. Близько 50% пасажирів перевозяться на водні.
3. Усі аеропорти мають криогенні системи.

Послідовний перехід до криогенної авіації поступово впливає на енергетичну систему всіх країн. Це значно поліпшить екологічну ситуацію, створить нові робочі місця, знизить час і вартість перельотів. Перехід займе не одне десятиліття, та його здійснення можна починати вже нині, бо для цього є все необхідне. Був проєкт дослідження літака водневої системи на двигуні НК-88 літака ТУ-155.

*Науковий керівник – О.В. Кулініч, канд. техн. наук, доцент*



УДК 662.75.004.12 (043.2)

**Корольков Д.В.***Національний авіаційний університет, Київ***ЗАПРАВНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ ПОВІТРЯНИХ СУДЕН, ЯК ВИХІДНІ ДАНІ ДЛЯ РОЗРАХУНКІВ ОБ'ЄКТІВ АВІАПАЛИВОЗАБЕЗПЕЧЕННЯ**

Відомо, що для одних і тих самих типів літаків об'єм середньої заправки в різних аеропортах відрізняється, і в деяких випадках ця відмінність складає досить значну величину (від 10-50%). Пояснюється це тим, що одні й ті ж самі літаки використовуються на трасах різної протяжності та мають різну завантаженість, що суттєво відображається на об'ємах заправки. Ці зміни відбуваються не тільки протягом року та місяця, але й протягом доби і стосуються як абсолютних значень об'ємів заправки так і середніх. Найбільші зміни відбувається у надтяжких і тяжких літаків (BOEING-747, AIRBUS-320, BOEING-787), а також середніх та надлегких літаків (ЯК-42, ТУ-154, Bombardier CRJ-100/200, Embraer ERJ-190), він змінюється дуже значно.

На підставі аналізу даних про кількість заправленого в літак палива в різних аеропортах встановлено, що середнє значення об'ємів заправки складають для літаків типу BOEING-747 і BOEING-787 – 80-120 м<sup>3</sup>, AIRBUS-320 і AIRBUS-330 – 70-100 м<sup>3</sup>, ЯК-42 і АН-24 – 2-3 м<sup>3</sup>.

Розрахунок заправки для кожного літака визначається виходячи з пропускної здатності паливної системи самого літака, об'ємів заправки та часу заправки, і це буде мати тенденцію до підвищення, оскільки постійно збільшується пасажиромісткість та швидкість руху нових літаків. Що ж стосується часу заправки, то за рахунок модернізації техніки та технологій обслуговування, тривалості технічного обслуговування, у тому числі й заправки – буде зменшуватись. Тривалість заправки є одним з основних параметрів, які впливають на вибір оптимальної величини продуктивності системи центральної заправки літаків. При визначенні тривалості заправки повинні враховуватись всі операції, які мають місце як при безпосередній заправці, так і в процесі підготовки до заправки. Тривалість заправки можна визначити на основі статистичних даних щодо тривалості заправних операцій, які мають місце протягом багатьох років в діючих аеропортах. Для визначення середньої продовжуваності заправних операцій на перспективу, окрім прогнозування на основні статичних даних за певний проміжок років, доцільно використати й інші способи, наприклад: технологічні дослідження з побудовою мережєвих графіків, які дозволяють передбачати можливість скорочення окремих операцій розрахунку.

При розрахунках конкретних об'єктів чисельність значення заправних характеристик необхідно приймати окремо по типам літаків, оскільки середнє значення по групам літаків суттєво відрізняються від них. Середнє значення по групам літаків доцільно використовувати тільки при орієнтовних розрахунках або коли відомі конкретні типи літаків, які очікують експлуатувати в тому чи іншому аеропорту у майбутньому.

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

## **ЕКОЛОГІЧНІ АСПЕКТИ ЗАСТОСУВАННЯ БІОЕТАНОЛУ В АВТОМОБІЛЬНИХ ПАЛИВАХ**

Одними з перспективних складових палив, що підвищують антидетонаційну стійкість бензину, є оксигеновмісні сполуки (оксигенати, в тому числі і біоетанол), які характеризуються високим октановим числом змішування і низькою летючістю, пониженою фотохімічною активністю. Моторні палива, що містять біоетанол, володіють зниженою витратою пального, меншою емісією шкідливих речовин і хорошими експлуатаційними властивостями в порівнянні з бензином.

У більшості випадків забруднення міського повітря викликано високою токсичністю вихлопних газів транспортних засобів. Альтернативою є використання палива з повним згорянням. Оскільки біоетанол - спирт, при згоранні і випаровуванні він не являється джерелом викидів вуглеводню. На його користь можна навести такі позитивні моменти. По-перше, застосування оновлених палив не підвищує рівень вмісту двоокису вуглецю в атмосфері і навіть може призвести до істотного його скорочення шляхом перетворення двоокису вуглецю в органічну речовину, яка, повертаючись у ґрунт, удобрює її і уповільнює процес ерозії. Досліди показують, що застосування сумішей біоетанолу за певних умов можуть дещо збільшити викиди окисів азоту, але ступінь їх впливу буде незначним. По-друге, в залежності від моделі автомобіля і року його випуску, використовуваної системи вихлопів і атмосферних умов можна досягти скорочення викидів СО приблизно до 30%. По-третє, застосування бензину з добавкою спирту до 5% (для іномарок – до 10%) не вимагає зміни паливної системи, і тому спирто-бензинова композиція може використовуватися як моторне паливо в звичайних автомобілях без переробки двигуна.

Підсумовуючи, можна стверджувати, застосування збагаченого киснем палива – це швидкий і найбільш економічний шлях досягнення скорочення емісії шкідливих речовин. Біоетанол – одне з найкращих засобів для боротьби із забрудненням повітря.

*Науковий керівник – В.П. Коба, канд. техн. наук, доцент*

**ОПЕРАТИВНА ОЦІНКА СТАНУ БЕТОННИХ ЗЛІТНИХ СМУГ АЕРОПОРТІВ**

Мета полягає в доведенні можливості застосування контролю ЕМЕ при оцінці ударної міцності бетонних покриттів злітних смуг аеропортів. Об'єктом дослідження були процеси виникнення ЕМЕ при деформуванні і руйнуванні бетонів при ударному навантаженні на згин. Метод дослідження експериментальне дослідження зразків під час ударної взаємодії за допомогою сконструйованого приладу. Аналіз особливостей процесів навантаження і руйнування бетонних покриттів злітних смуг аеропортів показує що можуть одночасно збуджуватися різні просторові моди коливань як конструкції в цілому, так і її частин разом з навколишнім ґрунтом. Аналіз показав, що цей комплекс зовнішніх факторів обумовлює руйнування конструкції плит злітних смуг, в основному, від дії згинаючих і зламних ударних навантажень. Це підтверджує необхідність і актуальність контролю їх міцності на ударний згин та злам.

Ефект ЕМЕ виникає внаслідок різних властивостей фаз у структурі матеріалу, а саме фази армуючих елементів та зв'язуючого, по їх границі формуються подвійні електричні шари. В момент розкриття тріщини її електрично заряджені стінки рухаються у напрямку, протилежному напрямку їх руху під час закриття тріщини. Таким чином, формуються електричні мікроконтури, що уможлиблює виявлення даного явища шляхом реєстрації викликаной ним зміни електромагнітного поля.

Створена оригінальна випробувальна машина, яка має змогу руйнувати зразки, виготовлені з бетону з високими, наближеними до ударних, швидкостями, бо саме на високих швидкостях руйнування краще виражений ефект електромагнітної емісії, а на малих швидкостях руйнування електромагнітна емісія мало виражена. Основу випробувальної установки становить станина, на якій кріпляться зразки. До верхньої частини станини прикріплена вертикально жорстка труба, вона служить направляючою для падаючого ударника. Консольне навантаження бетонного зразка на двох опорах, з яких виконує функцію ножа, дозволяє досягти чистого руйнування на злам у зоні зразка на ножі при прикладанні ударного навантаження у консольну зону зразка. У верхній частині пристрою розташовані два оригінальні датчики акустичної і електромагнітної емісії, спрямовані у зону розлому зразка на ножі. Для фіксації параметрів використовувався зв'язаний з комп'ютером двоканалний цифровий осцилограф, що забезпечує передачу і обробку отриманої інформації в темпі експерименту та зберігання її на носіях.

Аналіз типових осцилограм процесу руйнування цементно-піщаних і цементно-азбестових зразків доводить виникнення стабільної електромагнітної емісії, яка разом з акустичною емісією може використовуватись для оцінки процесів динаміки руйнування і властивостей бетонів.

*Науковий керівник – Н.В. Зуєвська, д-р техн. наук, професор*

## **АНАЛИЗ СОВРЕМЕННЫХ СПОСОБОВ КОНТРОЛЯ НАЗЕМНОГО ДВИЖЕНИЯ В ЗОНЕ АЭРОПОРТА**

Известны следующие способы контроля наземного движения в зоне аэропорта: визуальный - наблюдение непосредственно диспетчерами с вышки; по докладам экипажей; радиолокационный и оптико-локационный.

Визуальный способ, как и оптико-локационный, имеет ограничения по погодным условиям (туман, интенсивные атмосферные осадки). Способ, основанный на докладах экипажей, не является объективным и в ряде случаев в истории авиации приводил к катастрофам.

К настоящему времени наилучшие результаты дают радиолокаторы контроля наземного движения и плавный переход от ситуации с наземным движением к изображению захода на посадку и наоборот.

Однако в условиях одновременной работы многочисленных радиоэлектронных средств (локаторы, дальномеры, связанные радиостанции) возникают помеховые ситуации. Требуется получение разрешения на использование радиочастот. Возможны ситуации затенения одних объектов другими.

Известен также способ, основанный на измерении задержки радиосигналов от объектов, оснащенных ретранслятором.

Контроль движения ВС возможно осуществлять посредством взаимодействия переднего колеса шасси ВС с некоторым числом заделанных в грунт датчиков, расположенных последовательно в направлении движения ВС, при этом используются индуктивные измерительные шлейфы.

Способ управления наземным движением ВС и средств механизации, заключающийся в определении местоположения ТС на пути его перемещения посредством датчиков, включении оптической сигнализации сопровождения и барьера остановки, автоматическом задействовании дискретной предупреждающей сигнализации перед выездом на ВПП, которое осуществляют при несанкционированном пересечении барьера остановки в импульсном режиме включения прожекторов, установленных с возможностью перекрытия поля зрения пилота, при этом в диспетчерском пункте автоматически включается звуковая и световая тревожная сигнализация.

Известен способ для содействия наземной навигации самолета в аэропорту. Согласно способу выполняют автоматически и многократно ряд последовательных этапов. В частности, определяют текущие значения множества параметров указанного самолета, с помощью указанных текущих значений определяют первое местоположение, относящееся к самолету, и сравнивают это первое местоположение с по меньшей мере одной запрещенной зоной.

*Научный руководитель – О.Н. Билякович, канд. техн. наук, профессор*

**ТЕХНОЛОГИЯ ПОВЕРХНОСТНОГО УПРОЧНЕНИЯ И ПРОДЛЕНИЯ РЕСУРСА ЗУБЧАТЫХ ПЕРЕДАЧ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК И ТРАНСМИССИЙ АНТ**

Изделия авиационной наземной техники содержат большое количество зубчатых передач, как для привода агрегатов, так и в составе трансмиссий базовых шасси. Зубчатые колеса изготавливают из легированной стали, и подвергают поверхностной закалке или цементации. Существуют прогрессивные технологии позволяющие получить результат со значительно меньшими затратами – ионно-плазменное азотирование. Для азотирования детали с образованием слоя свыше 1 мм нужно поддерживать температуру свыше 600°C более 60 ч. Упрочняющей фазой как правило являются нитриды железа  $Fe_2N$  и  $Fe_4N$ , которые при повышенной температуре являются малоустойчивыми и распадаются. Поэтому азотированием упрочняют как правило легированные стали (нитриды алюминия, хрома, молибдена являются термостойкими). ИПА – это разновидность химико-термической обработки деталей машин, инструмента, штамповой и литейной оснастки, обеспечивающая диффузионное насыщение поверхностного слоя стали и чугуна азотом (азотом и углеродом) в азотно-водородной плазме при температуре 450-600 °C.

В сравнении с цементацией, нитроцементацией, цианированием и газовым азотированием в печах, метод ИПА имеет следующие основные преимущества:

- более высокая поверхностная твердость азотированных деталей;
- отсутствие деформации деталей после обработки;
- повышение предела выносливости и увеличение износостойкости обработанных деталей;
- более низкая температура обработки, благодаря чему, в стали не происходит структурных превращений;
- возможность обработки глухих и сквозных отверстий;
- сохранение твердости азотированного слоя после нагрева до 600-650°C;
- возможность получения слоев заданного состава;
- возможность обработки изделий неограниченных размеров и форм;
- снижение себестоимости обработки в несколько раз;
- существенное сокращение издержек производства;
- стабильное качество обработки с минимальным разбросом свойств от детали к детали.

Причиной повышенного внимания к проблеме азотирования является уникальный комплекс свойств стальных изделий, которые достигаются низкотемпературным насыщением их поверхности азотом. В этот комплекс свойств входят износостойкость, сопротивляемость схватыванию, коррозионная стойкость, сопротивление усталости, термостойкость.

*Научный руководитель – А.Г. Довгаль, канд. техн. наук, доцент*

**СУЧАСНІ ПРОБЛЕМИ МАШИНОЗНАВСТВА**

УДК 536.252:532.527.2

**Браженко В.М.**

*Національний авіаційний університет, Київ*

**ВПЛИВ ТОРЦЕВОЇ СТІНКИ ДИСКРЕТНО ПЕРФОРОВАНОГО  
ЦИЛІНДРА НА ГІДРОДИНАМІКУ РІДИНИ В РОБОЧІЙ ОБЛАСТІ  
ПОВНОПОТОКОВОГО ФІЛЬТРА З БУНКЕРОМ**

Використання динамічних повнопотокових фільтрів для очищення робочої рідини в гідродинамічних системах має не тільки науковий інтерес, але й перспективу реалізації даних пристроїв в авіації.

Досліджується гідродинамічний фільтр з обертовим фільтруючим циліндром, а саме вплив торцевої стінки обертового дискретно перфорованого циліндра на гідродинаміку потоку рідини в робочій області повнопотокового фільтра. Розглядалися два можливих варіанти. Перший - дискретно перфорований фільтроелемент, не з'єднаний жорстко з торцевою стінкою. Таким чином, вона не обертається разом з фільтром, будучи нерухомою. І другий - це цілісна конструкція, за якої торцева стінка обертається з такою ж кутовою швидкістю, що і фільтр.

Грунтуючись на обраній розрахунковій схемі і граничних умовах, для реалізації даного дослідження використовувалося чисельне моделювання турбулентної течії в робочій області повнопотокового фільтра з бункером. Моделювання базувалося на рівняннях Рейнольдса усередненої турбулентної течії нестисливої рідини із застосуванням SST  $k-\omega$  моделі турбулентності. При цьому обгрунтовані всі основні схемні підходи і способи апроксимації всіх членів в розв'язуваних рівняннях.

Моделювання проводилося в діапазоні чисел Рейнольдса  $Re_\phi = (1 \div 5) \cdot 10^5$  і  $Re_r = 1045$ . Розглядаючи вплив режиму течії на гідродинаміку рідини в повнопотоковому фільтрі, варто відзначити появу і збільшення інтенсивності макровихорів зі збільшенням кутової швидкості обертання. Однак, вдаючись до дослідження впливу рухливості торцевої стінки, слід зазначити основну тенденцію, за якої цілісна конструкція, в порівнянні з нерухомою торцевою стінкою, не сприяє поширенню вихрових зон з області бункера в робочу область фільтра. Даний ефект схожий на вплив радіальної течії, при збільшенні інтенсивності якої так само спостерігається стабілізуючий ефект щодо утворення вихрових зон в зазорі між фільтруючим елементом і корпусом.

Представлене дослідження має суттєве значення для більш ефективної реалізації повнопотокової схеми фільтру з бункером. Результати роботи показують вплив конструкції фільтроелемента на зміну характеру течії як в зазорі між циліндрами, так і в області бункера.

*Науковий керівник – С.В.Мочалін, д-р техн. наук, професор*

**Загребельний В.В.**

*Національний авіаційний університет, Київ*

## **ВИЗНАЧЕННЯ ВПЛИВУ ШВИДКОСТІ СВЕРДЛЕННЯ НА ЯКІСТЬ ПОВЕРХНІ ПОЛІМЕРНИХ КОМПОЗИЦІЙНИХ МАТЕРІАЛІВ**

В наш час найбільш перспективними конструкційних матеріалів в авіаційно-космічній техніці відносяться полімерні композиційні матеріали (ПКМ). За структурою, складом, застосуванням та видами механічної обробки ПКМ вивчення процесів зношування в контактні різальний інструмент (PI) - ПКМ, від яких залежить якість поверхні оброблюваного матеріалу, є актуальним.

Особливості КМ їх специфічна структура і властивості відносять їх до групи важкооброблюваних матеріалів. Це не дає в повній мірі використовувати відомі рекомендації по різанні важкооброблюваних металів, так як різання ПКМ має свої характерні закономірності протікання процесів різання, а також обробка композиту одного типу відрізняється від обробки композиту іншого типу.

При обробці ПКМ на робочих поверхнях інструментальних матеріалів залежно від параметрів обробки можуть розвиватися процеси адгезійного, втомного, абразивного, дифузійного, механічного та окисного зношування. З усіх відомих механізмів зношування відмови інструментів при різанні ПКМ викликають, як правило, сколи і викришування ріжучої крайки, абразивне та хімічне зношування.

Свердлення є достатньо трудомісткою технологічною операцією, тому обробка ПКМ на виробництві займає десь 70-80 % від загальної трудомісткості процесу механічної обробки. У зв'язку з цим неправильний вибір інструменту та режимів різання може призвести до великих виробничих витрат.

В залежності від умов обробки режими різання призначаються у такій послідовності: визначається марка інструментального матеріалу і геометричні параметри свердла, його діаметр, а потім режими різання.

Для визначення впливу швидкості різання на якість обробленої поверхні ПКМ було проведено серію експериментів. У зразках товщиною 5 мм з ПКМ на основі поліетилену робили отвори свердлом із швидкорізальної сталі Р6М5 діаметром 8,5 мм. Швидкість обертання шпинделя становила 469 об/хв., 1567 об/хв. та 3028 об/хв.

При малих та великих швидкостях свердлення ПКМ на основі поліетилену спостерігається ворсистість та незначне викришування матеріалу зразків.

Для даного матеріалу, різального інструменту та умов механічної обробки найвища якість обробленої поверхні досягається за швидкості обертання шпинделя 1576 об/хв.

*Науковий керівник – В.Ф. Лабунець, канд. техн. наук, професор*

**Чичикало В.Р.**

*Національний авіаційний університет, Київ*

## **ВПЛИВ ВОЛОГИ І АГРЕСИВНИХ СЕРЕДОВИЩ НА ФІЗИКО-МЕХАНІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ КОНСТРУКЦІЙНИХ ВУГЛЕПЛАСТИКІВ**

В сучасних авіаційних конструкціях використовуються різні полімерні композиційні матеріали (ПКМ) впровадження яких дозволяє проводити оптимізацію на рівні матеріалу, тобто розробляти матеріал із спеціальними властивостями під задані умови навантаження.

Найбільшого застосування ПКМ досягнуто в конструкції вітчизняних літаків АН-124, АН-148, АН-158 із застосуванням високомодульних і високоміцних матеріалів на основі епоксидної та поліамідної матриць, армованих волокнами вуглецю.

В процесі експлуатації елементи конструкцій із КМ зазнають впливу циклічних навантажень, механічних ударних дій, температури, вологи, сонячної радіації, що в комплексі спричиняє зміну їх характеристик.

Вивчення вологонасичення та вплив його на характеристики міцності і довговічності здійснювалось на зразках, виготовлених із вуглепластика КМУ-3ЛІ із широким спектром армування ( $0,30 \pm 45, 90^\circ$ ) товщиною моношлю 0,1...0,125 мм.

Випробування з визначення вмісту вологи в зразках проводились в деміліризованій воді при температурі ( $60 \pm 5$ )°С із періодичним контролем їх маси на протязі 60 діб. Найбільш інтенсивне збільшення вмісту вологи в зразках спостерігається за першу добу випробувань (рис. 1), а через три доби сягає приблизно 80...90% його порогового значення. При цьому насичення 3% водним розчином хлористого натрію являється меншим з точки зору питомого вмісту та інтенсивності проникнення вологи, чим деміліризованою водою. Продовження терміну випробувань до 12 місяців показало, що вміст вологи складає не більше 1...1,1%.

При цьому збільшення вологонасичення вуглепластика впливає на фізико-механічні його характеристики: зменшується мікротвердість, теплова активність та підвищується діелектрична проникність матриці. Підвищення питомої електропровідності є результатом збільшення поверхні електричних контактів в волокнах, що зумовлено електролітичною дією накопленої вологи, а також ущільненням волокон внаслідок об'ємних перетворень в матриці.

На міцність вуглепластика КМУ-3ЛІ суттєво впливає деміліризована вода та водний 3% розчин NaCl, в меншій мірі гас Т-1 і мастило АМГ-10.

Отримані результати можуть бути використані при експлуатації конструкцій із вуглепластиків та оцінки їх ресурсу і терміну служби.

*Науковий керівник – І.В. Семак, асистент*



УДК 612.431.75 (043.2)

Герасимова О.В., Шевченко О.Л.  
Національний авіаційний університет, Київ

## ФОРМУВАННЯ ПОВЕРХНЕВОГО ШАРУ ТИТАНОВОГО СПЛАВУ ВТ-22 ПРИ УЛЬТРАЗВУКОВОМУ ВИГЛАДЖУВАННІ З ВИКОРИСТАННЯМ МЕТАЛОВМІСНОГО МАСТИЛА

У вузлах авіаційної техніки (АТ) втомні руйнування виникають пізніше зносних відмов, але також досить рано ( $N \approx 1,2 \times 10^3$  зльотів-посадок). Проте цей вид руйнування найбільш небезпечний, оскільки може призвести саме до авіаційної катастрофи. Враховуючи той факт, що зародження втомної тріщини починається з поверхні заготовки або в приповерхневому шарі на фінішних операціях виготовлення відповідальних деталей АТ використовують метод вигладжування. Ця обробка дозволяє поліпшити параметри якості поверхневого шару деталей, зменшити ймовірність появи втомної тріщини під час експлуатації деталей, підвищивши тим самим надійність та ресурс виробів АТ в цілому.

Метою даної роботи є оцінка впливу використання мікропорошків Cu та Al в мастилі на стан поверхні та приповерхневого шару зразка з  $(\alpha+\beta)$ -титанового сплаву ВТ-22 під час ультразвукового (УЗ) вигладжування на основі моделі контактної взаємодії інструменту та деталі.

В результаті дослідження реологічних властивостей встановлено залежність динамічної в'язкості індустріального мастила I20 з різним об'ємним вмістом наповнювача (12, 25 та 32 % порошку Cu і Al з середнім розміром частинок 10 мкм) від градієнта швидкості течії. В діапазоні швидкостей обробки УЗ вигладжуванням, який відповідає діапазону градієнтів швидкостей 500-1312  $\text{с}^{-1}$ , в'язкість мастила збільшується пропорційно об'ємному змісту наповнювача.

При збільшенні швидкості обробки УЗ вигладжуванням більш ніж 10 м/хв, величина шорсткості  $R_a$  залежить від виду мастила. При цьому шорсткість поверхні  $R_a = 0,17-0,18$  мкм досягається при використанні мастил I20 та I20 + Al, а шорсткість  $R_a = 0,22-0,23$  мкм при використанні I20 + Cu. Аналіз фактури поверхні показав, що при використанні мастила I20 + Al на деформованій поверхні відсутні сліди попередньої обробки чистовим точінням.

Про розмежування робочої поверхні вигладжувача та поверхні зразка пластичними елементами металовмісного мастила, свідчить той факт, що на поверхні вигладжуваних зразків вміст Cu збільшується з 0 % до 3 % при використанні відповідної мастила.

При швидкостях обробки в діапазоні 10,4-21,8 м/хв глибина максимального подіблення структури при всіх типах мастила становить близько 5-7 мкм.

Напруження зсуву в змашувальному шарі металовмісного мастила при контакті ковзання двох тіл (поверхні інструменту (вигладжувача) та деталі) буде сумою напружень зсуву в рідкій фазі, котра розділяє поверхні контакту та напруження зсуву пластичної металевої фази в місцях контакту нерівностей поверхонь.

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

## ДОСЛІДЖЕННЯ ХАРАКТЕРИСТИК ЗНОШУВАННЯ КОМПОЗИЦІЙНИХ МАТЕРІАЛІВ НА ОСНОВІ КАРБІДІВ SiC, WC

Порошкова металургія є перспективним, прогресивним, високопродуктивним, ресурсозберігаючими і маловідходних методом формування деталей. Тому тема є досить актуальною. Використовуючи гарячі і теплі методи спікання заготовок, можна домогтися таких же механічних та експлуатаційних властивостей виробів, як і у компактних металів.

Розвиток сучасної техніки, реалізація наукових відкриттів вимагають створення матеріалів, можливості яких визначають економічний і технічний рівень досягнутих рішень. Так, наприклад, авіакосмічні технології стимулювали створення легких, високо- і жароміцних порошкових матеріалів.

Дослідження матеріали систем композитів отриманих методами порошкової металургії на основі крупнозернистого карбиду кремнія карбиду вольфраму.

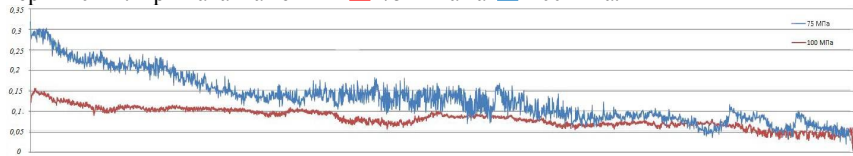
Завдання полягало в отримання порівняльних характеристик за інтенсивністю зносу і бокові навантажень, перевищуючи які трибосистемах переходить в режим відмови, що супроводжується підвищенням температури, стрибкоподібним зміною моменту тертя, великому зносу і появі на поверхні тертя задири. визначенні механізму виникнення і розвитку станів відмови в трибологічних системах, так як відмови вузлів тертя в значній мірі визначають ресурс, надійність техніки, які є причиною аварій і катастроф.

Для випробувань був обраний контр тіло зі стандартного сплаву ВН20 оскільки саме він найчастіше використовується в важко навантажених парах тертя. Дослідження проводилися на модернізованій трибометричній машині 2070 СМТ – 1.

Для кожного зразка окремо моделюється етап припрацювання при швидкості 2 м/с, і навантаженні 25 Н, шлях тертя становив 1 км. Після закінчення режиму припрацювання встановлювалось фіксоване навантаження і робота в стаціонарному режимі роботи, шлях тертя становив 10 км.

Поверхню зразка, хімічний склад доріжки тертя і вихідного матеріалу досліджували на скануючому мікроскопі Zeiss - EVO 50.

Порівняльні графіки моментів тертя SiC (WC) просочений ВН 65 на шлях тертя 10 км. При навантаженнях ■ 75 МПа та ■ 100 Мпа.



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

## СУЧАСНІ ФІЗИЧНІ ТЕХНОЛОГІЇ

УДК [546.26-033.847]-022.532(043.2)

Якимчук М.М.

Національний авіаційний університет, Київ

**ОПТИЧНІ ВЛАСТИВОСТІ ПОЛІТЕТРАФТОРЕТИЛЕНУ  
З ВУГЛЕЦЕВИМИ НАНОТРУБКАМИ В ДІАПАЗОНІ 320-1000 НМ**

Політетрафторетилен (ПТФЕ) володіє прекрасним поєднанням фізичних і хімічних властивостей, які неможливо знайти ні в одному іншому матеріалі. Він не розчиняється ні в одному з відомих розчинників, є найбільш хімічно стійким матеріалом зі всіх відомих полімерів, витримує високі температури (робоча температура до 250°C), володіє виключно низьким коефіцієнтом тертя (до 0,02), є одним з кращих діелектриків. Плівки на основі ПТФЕ мають достатньо низький показник заломлення та високу прозорість, що дає можливість використання їх у якості інтерференційних просвітлюючих та захисних елементів

У роботі було вивчено вплив багат шарових вуглецевих нанотрубок (ВНТ) на оптичні спектри пропускання композита політетрафторетилен –  $x$  % ВНТ, де  $x=0.05, 0.1, 0.5$  та  $2$  мас. % для різних товщин зразків в діапазоні 20-300 мкм.

Оптичні спектри пропускання політетрафторетилену в діапазоні 320-1000 нм змінюється для різних товщин зразків. При товщині  $d < 50$  мкм спостерігається стрімке зростання пропускання світла (просвітлення). В діапазоні товщини 60-270 мкм виконується закон Бугера-Ламберта  $I = I_0 e^{-\alpha x}$ , де  $I_0$  – інтенсивність вхідного пучка світла,  $I$  – інтенсивність світла після проходження через зразок товщиною  $x$ ,  $\alpha$  - коефіцієнт поглинання, для  $\lambda=320, 600, 1000$  нм. При додаванні до ПТФЕ вуглецевих нанотрубок з концентрацією 0.05-1 мас. % очікували зменшення пропускання світла в відповідності Бугера-Ламберта-Бера. Але замість прогнозованого додаткового поглинання спостерігали додаткове просвітлення, викликане вуглецевими нанотрубками, яке спостерігалось для концентрацій 0.05, 0.1, 0.5 мас. % ВНТ. Величина ефекту залежить від довжини хвилі: для  $\lambda=320$  нм ефект просвітлення за рахунок ВНТ спостерігається тільки при товщинах  $d < 50$  мкм, а при  $d > 50$  мкм, навпаки, поглинання випромінювання зростає. Для  $\lambda=600$  нм величина просвітлення зростає в порівнянні з попереднім випадком; крім того просвітлення відбувається в більш широкому діапазоні товщин до 150 мкм. Для  $\lambda=1000$  нм просвітлення досягає максимальних значень, при чому діапазон товщин зростає до 300 мкм. При концентрації ВНТ  $> 1$  мас. % просвітлення не спостерігається.

*Науковий керівник - М.М. Нищенко, д-р фіз.-мат. наук, професор*

**Воронов М.Д.**

*Національний авіаційний університет, Київ*

## **РЕГРЕСІЙНІ МОДЕЛІ ОЦІНЮВАННЯ СТАНУ РОСЛИННОСТІ ЗА ОПТИЧНИМИ ДИСТАНЦІЙНИМИ ВИМІРЮВАННЯМИ**

Регресійні моделі дозволяють знайти відображення із простору параметрів з незалежними змінними у простір залежних змінних. Для ефективного оцінювання стану рослинного покриву за допомогою дистанційного зондування необхідно використовувати регресійні моделі, що в першу чергу є стійкими до неоднорідностей та відхилень у виборці. Додатковими критеріями для вибору регресійної моделі є швидкість обробки даних, кількість інформації за Шенноном, точність, простота програмної реалізації та інтерпретації результатів. На цих підставах було вирішено обмежитися розглядом моделей на основі методів головних компонент та опорних векторів.

Метод головних компонент дозволяє виділити найбільш інформативні показники у просторі вхідних даних та корелювати ці показники (головні компоненти) зі станом рослинності. У такому випадку, для простого дослідження, де рослинність може перебувати у здоровому чи нездоровому стані, будуть виділятися відповідно головні компоненти ГК1 та ГК2, які будуть корелювати з вмістом хлорофілу. У відсотковому відношенні перша головна компонента буде відображати наскільки рослина здорова, а друга компонента – наскільки рослина нездорова. Модель заснована на цьому методі є стійкою до варіації вмісту хлорофілу у класі здорових чи нездорових рослин, але має свою ваду, оскільки покладається на присутність сильної кореляції та попередні знання про тип розподілу вибірки. За їх відсутності метод головних компонент може знайти не систематичні, а випадкові зв'язки між змінними, що призведе до неправильного сортування.

Метод опорних векторів є одним з найбільш прогресивних методів для вирішення задачі класифікації та належить до алгоритмів виду «навчання із вчителем». Основна ідея – знаходження гіперплощини поділу вхідних даних з максимальною відстанню між утвореними класами здорових та нездорових рослин. Алгоритм працює у припущенні, що чим більша різниця або відстань між цими паралельними класами, тим меншою буде середня помилка класифікатора. Класифікація нових вхідних даних буде проводитись на основі належності кожної нової точки до одної з утворених гіперплощиною півплощин. Метод є стійким до зміни вхідних параметрів та збільшує свою точність з кожним циклом навчання, але є більш складним для розрахунків, особливо при збільшенні розмірності системи.

Було проведено моделювання використовуючи обидва методи та доведена їх адекватність щодо вмісту хлорофілу. Побудовані регресійні моделі також не є чутливими до зміни рівня проективного покриття.

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

**АВТОМАТИЗАЦІЯ ТА ЕНЕРГОЕФЕКТИВНІСТЬ НА АВІАЦІЙНОМУ  
ТРАНСПОРТІ**

UDK 621.7396

**Kalashnyk M.A.**

*Kirovohrad flight academy of National aviation university, Kirovohrad*

**MODERN AND PERSPECTIVE AUTOMATIC CONTROL SYSTEMS  
OF FLIGHT OF AIRCRAFT**

In modern conditions intensive development and wide implementation of information technologies open new perspectives for development of aviation technologies including control flight systems. Wherein value of automation control means increases for provision of high efficiency of aircraft and flight safety. Cockpit instruments provide designation of aircraft geographical position, measurement and indication of flight parameters, designation of aircraft position in airspace, stabilization and automatic control of flight.

During different flight modes there are different impacts of inner unfavorable factors on cockpit instruments that can disable them or can cause some mistakes in indication. Besides during flight there is some negative effect of different external factors on equipment that makes worse efficiency too. Piloting in normal flights with serviceable equipment produces some pilot's stereotype of attention distribution. When there is some equipment failure this stereotype is broken that can impede indication reading in time and can cause piloting mistakes. Real possibilities of pilot to control the situation confidently with growth of appearance probability of unsafe situation are limited significantly.

We have studied possible failures of cockpit instruments at different flight phases. There were analysed the crew actions during failures and effect of such failures on pilot's load. The contradiction between utilization fullness possibilities of aviation equipment and flight safety can be decided just on basis of highly adapted intellectualized automatic control systems.

We have analysed present scientific and methodological sides of provision of functional stability for complicated technical systems of aircraft, theoretical and practical works in this area. Theory of functional stability is on the development stage and formation of functional stability indicators as indicators of efficiency of complicated technical systems including cockpit instruments is important direction in research. The goal of provision of functional stability for cockpit instruments is one of the main topical scientific goals of navigation and air traffic control. To solve problem of provision of functional stability for cockpit instruments in different transformed conditions qualitatively, including emergency situations the automatic control system should have certain (specified) reserve of stability. The reason is that during steady condition there can appear some mistakes that specify static stability of system and have great practical significance. Thus for providing of necessary dynamic properties automatic control systems should have strict requirements of stability reserve, static precision and quality of transitive process. One of our tasks is to formulate that requirements and put forward it to certain properties of automatic control systems.

*Scientific supervisor – D.M. Obidin, Dr.Sc, professor*

**Чебан О.И.**

*Кировоградская лётная академия НАУ, Кировоград*

## **ПОЛЁТ В РЕЖИМЕ ПОСТОЯННОГО СНИЖЕНИЯ**

Во многих крупных аэропортах в настоящее время используются схемы *PBN* (*зональной навигации, Performance-Based Navigation*), и во многих случаях продуманная разработка схем привела к значительному снижению отрицательного воздействия на окружающую среду. Производство полетов в районах многих аэродромов является причиной большинства имеющихся мест в настоящее время задержек в воздушном пространстве многих государств. Приоритетные задачи на ближайшую перспективу должны включать создание возможностей для оптимизации пропускной способности воздушного пространства, повышения гибкости, экономии топлива при выполнении соответствующих траекторий набора высоты и снижения и увеличения пропускной способности в самых густонаселенных районах. Режим постоянного снижения (*Continuous Descent Operation - CDO*) является одним из нескольких инструментов, доступных для эксплуатантов воздушных судов и поставщиков аэронавигационного обслуживания (*ANSP*) в целях извлечения выгоды из существующих возможностей самолетов и снижения уровня шума, расхода топлива и сокращения выбросов парниковых газов. *CDO* представляет собой метод пилотирования воздушного судна, поддерживаемый соответствующей структурой воздушного пространства и конфигурацией схемы, а также соответствующими разрешениями УВД, который позволяет выполнять профиль полета, оптимизированный с учетом эксплуатационных возможностей воздушного судна, в режиме пониженной тяги двигателей и, по мере возможности, в конфигурации наименьшего лобового сопротивления, тем самым уменьшая потребление топлива и эмиссию в процессе снижения. Оптимальный вертикальный профиль приобретает форму траектории постоянного снижения с минимумом горизонтальных участков полета, необходимых только для уменьшения скорости и установления конфигурации воздушного судна или для выхода на курс, задаваемый системой управления посадкой (*например, ILS*). Оптимальный угол вертикальной траектории будет варьироваться в зависимости от типа воздушного судна, его фактической массы, скорости ветра, температуры воздуха, атмосферного давления, условий обледенения и других динамических характеристик. *CDO* может выполняться с использованием или без использования вычисляемой компьютером вертикальной траектории полета (*т. е. функция вертикальной навигации (VNAV) системы управления полетом (FMS)*) и фиксированной траектории в боковом измерении. Однако максимальные выгоды для отдельного полета достигаются при выдерживании воздушного судна на максимально возможной высоте, пока оно не достигнет точки оптимального снижения. Она исключительно быстро определяется бортовой *FMS*.

*Научный руководитель – А.Н. Невиницын, канд. техн. наук, доцент*

## КОЕФІЦІЄНТ ПОТУЖНОСТІ ТА ВИБІР ЙОГО ОПТИМАЛЬНОГО ЗНАЧЕННЯ

Енергозбереження стає пріоритетом державної політики, важливим напрямком в діяльності всіх без винятку суб'єктів господарювання. Тільки в сільському господарстві і, насамперед, у підприємствах водних господарств можна заощадити до 50% електроенергії, а в деяких виробництвах будівельної індустрії набагато більше. При цьому, в багатьох випадках, заходи щодо впровадження енергозберігаючих технологій не вимагають значних фінансових вкладень так, як витрати на виробництво 1 т умовного палива первинної енергії в 3-4 рази більші, ніж на її збереження. У зв'язку з цим одними з пріоритетних напрямків науково-технічної діяльності нашої держави на сьогоднішній день є: пошук і розвиток ресурсозберігаючих та енергоефективних технологій виробництва, що конкурентоспроможна на світових ринках виробництва продукції; нових матеріалів та нових джерел енергії. Існує багато способів підвищення енергоефективності виробництва та заощадження тим самим значних коштів, які можна використовувати на впровадження нового обладнання, нових сучасних технологій, розвиток підприємств.

Підвищення коефіцієнта потужності є одним з найбільш доступних, ефективних і простих способів енергозбереження і зниження собівартості продукції, що випускається. Збільшення цього коефіцієнту дозволяє вирішити ряд проблем, що виникають на виробництві:

- знизити встановлену потужність силових трансформаторів;
- забезпечити електроживлення навантаження по кабелям з меншим поперечним перерізом;
- підключити додатково корисне навантаження.

Чим ближче коефіцієнт потужності приближений до свого максимального значення (1), тим краще для споживача та постачальника електроенергії. Компенсації реактивних навантажень прикладена до ліній та трансформаторів живлячої мережі може бути використана в двох напрямках - зниження витрат електроенергії або передачі більшої потужності користувачу.

Розрахунки показують, що економічно вигідно майже повністю компенсувати реактивне навантаження і довести коефіцієнт потужності до одиниці.

Отже, оптимальним коефіцієнтом потужності необхідно обирати той, при якому розраховані витрати будуть приймати мінімальні значення.

*Науковий керівник – М.М. Лутчин, асистент*

Моссаковський В.І.

Національний технічний університет України «КПІ», Київ

## МЕТОДИ ТА МОЖЛИВОСТІ УСУНЕННЯ НАЯВНОЇ НЕСИМЕТРІЇ СТРУМІВ ТА НАПРУГ

Несиметрія струмів зменшує пропускну здатність трифазних мереж, знижує техніко-економічні показники трансформаторів, спричиняє додаткові втрати активної потужності. Серед найбільш поширених джерел несиметрії напруги в трифазних системах електропостачання можна виділити такі споживачі електроенергії, для яких симетричне багатозафазне виконання є або неможливим, або ж недоцільним. Проведені дослідження, починаючи з побутових споживачів, показали що ступінь несиметрії протягом доби коливається в широких межах і може досягати 13%. Як бачимо, наявність несиметрії по фазах створює певні незручності та вимагає накладення обмежень на технологічні режими роботи об'єктів електроенергетики. Несиметрію треба вирівнювати (рис.) [1].

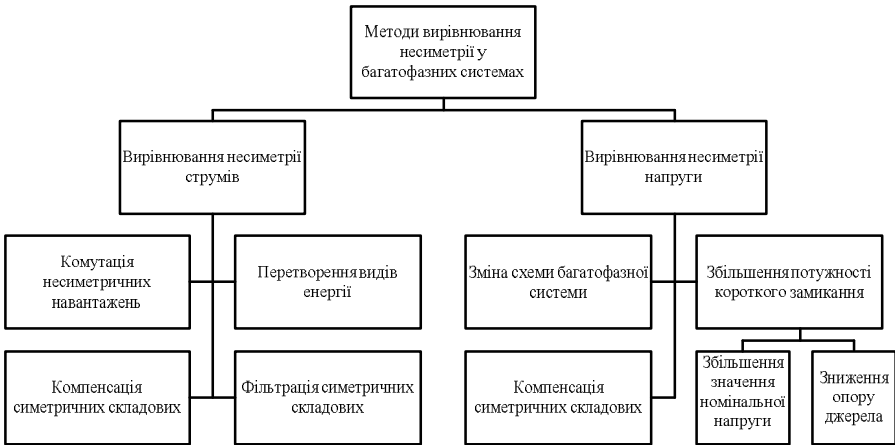


Рис.1 Методи вирівнювання несиметрії.

На основі вищенаведеного доцільним буде приділити більше уваги питанням впливу несиметричного навантаження та нерівномірних параметрів опорів та провідностей по фазах на режим роботи мережі. Через те, що складові навантаження мають стохастичний характер, буде отримано можливість використати математичний апарат для роботи із неперервними випадковими величинами. Результатом стане підвищення якості отриманих на моделі результатів по відношенню до реальних об'єктів, що досліджуються.

Науковий керівник – М.М. Лутчин, асистент



УДК 621.313.3(043.2)

Городничий Я.І.

Національно авіаційний університет, Київ

**БЕЗКОТАКТНИЙ СИНХРОННИЙ ГЕНЕРАТОР З ПОДВІЙНИМ РОТОРОМ**

Безконтактний генератор складається з основного генератора і збудника. Основний генератор 1 включає в себе (рис. 1) якорь 3 з магнітним шунтом 16, трьохфазну обмотку 4 з числом пар полюсів  $p_1$  та обмоткою підмагнічування 5.

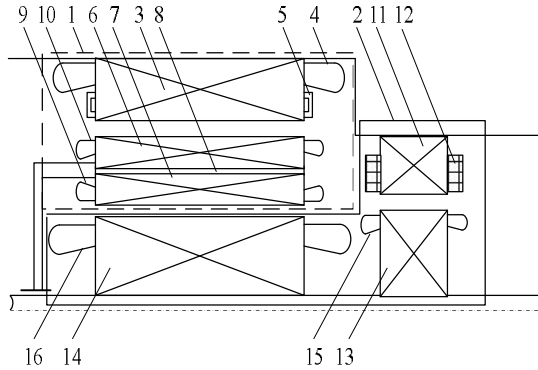


Рис. 1 Конструктивна схема

Зовнішній ротор (рис. 1) виконується у вигляді двох порожнистих циліндрів 6 і 7 з феромагнітного матеріалу, має на внутрішній та зовнішній поверхнях пази, в яких розміщені багатопольні обмотки 9 і 10, які з'єднанні між собою та мають однакове число пар полюсів  $p_2 = p_3$ . Між порожнистими циліндрами 6 і 7 розташований порожнистий циліндр 8 з немагнітного сплаву. При запуску безконтактного генератора необхідно довести обертання внутрішнього ротора 14 до певної швидкості обертання, що забезпечить його збудження, після чого відімкнути від приводу. Величина синхронізуючого моменту залежить від величини струму, який протікає по обмотці 16 внутрішнього 14 ротора. Тому для підтримання стабільної швидкості обертання внутрішнього ротора, а значить і частоти електрорушійної сили генератора необхідно змінювати струм в обмотці 16 внутрішнього ротора 14. Це забезпечується зміною струму в обмотці 12 збудника 2 шляхом зміни напруги на виході блока регулювання частоти 17. Для підтримання стабільної напруги генераторного агрегату використовується магнітний шунт 17 й торіодальна обмотка підмагнічування 5 на якорі 3. Це веде до зміни основного магнітного потоку якоря 3, а значить і напруги в трьохфазній обмотці 4.

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

## ГЕНЕРАТОРНИЙ АГРЕГАТ СТАБІЛЬНОЇ ЧАСТОТИ

Генераторний агрегат складається з асинхронно-синхронного приводу постійних обертів і синхронного генератора. Асинхронно-синхронний привід включає в себе, рис. 1: внутрішній ротор 1 і зовнішній ротор 2.

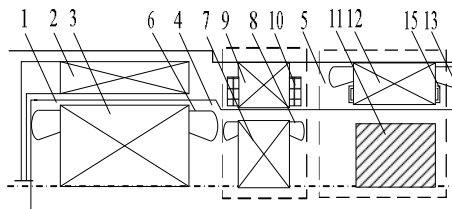


Рис. 1 Конструктивна схема

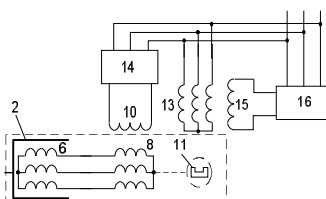


Рис. 2 Електрична схема

Зовнішній ротор 2 виконується з феромагнітного матеріалу з пазами на внутрішній поверхні, в яких розміщена короткозамкнута обмотка і приводиться в обертання від двигуна. Внутрішній ротор 1 складається з електромагнітного приводу 3, якоря 7, збудника 4, і постійних магнітів 11 синхронного генератора 5. Синхронний генератор 5 виконаний у вигляді синхронної машини з постійними магнітами і має на роторі постійні магніти 11, а на статорі магнітопровід 12 з пазами, де розміщена трифазна обмотка 13. Для регулювання напруги синхронного генератора на статорі магнітопроводу 12 є магнітний шунт з обмоткою підмагнічування 15, яка включена на блок регулювання напруги 16. Обмотка 6 приводу 3 з'єднана, рис. 2, з обмоткою 8 збудника 4 таким чином, щоб створюване нею магнітне поле оберталося в сторону протилежну обертання ротора 1. Обмотка 13 синхронного генератора 5 живить блок регулювання швидкості 14, до якого під'єднана обмотка збудження 10 збудника 4.

Стабілізація частоти обертання внутрішнього ротора, а отже і частоти напруги синхронного генератора 5, забезпечується шляхом зміни струму в трифазній обмотці 6. Це призводить до зміни величини кута між потоками зовнішнього ротора 2 і електромагнітного приводу 3 і цим самим до зміни величини електромагнітного моменту приводу 3.

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

УДК 621.125 (043.2)

**Панчук Л.В.**

*Национальный авиационный университет, Киев*

## **СЕРТИФИКАЦИЯ ФУНКЦИОНАЛЬНЫХ СИСТЕМ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ НА ИХ ЖИЗНЕННОМ ЦИКЛЕ**

Процесс сертификации, устанавливающий соответствие функциональных систем (ФС) воздушных судов (ВС) требованиям нормам лерной годности (НЛГ) является важным этапом их жизненного цикла (ЖЦ).

Важным фактором, влияющим на безопасность полетов (БП) ВС последних поколений, является качество их сертификации. Это особенно важно для особых полетных ситуаций (ОПС), вызванных отказами ФС ВС, попаданием их в экстремальные условия эксплуатации, а также качеством функционирования эргатического комплекса «экипаж – ВС – среда».

Качество сертификации в значительной мере определяется методами, которые применяются разработчиками для подтверждения соответствия ВС и его ФС требованиям НЛГ.

С точки зрения сокращения материальных затрат и ускорения процесса сертификации целесообразно в обоснованных случаях проводить исследование ОПС и подтверждать соответствие требованиям НЛГ испытаниями на пилотажном стенде или другими видами стендовых эксплуатационных опережающих испытаний; расчетами или моделированием, не проводя дорогостоящих летных испытаний. Кроме того, необходимо учитывать то, что не всегда является возможным или безопасным проверка требуемых отказных ситуаций при летных испытаниях.

Применение исследовательских пилотажных стендов (ИПС) позволяет осуществить выбор оптимальных решений и рангов БП на основе анализа надежности и экспертной оценки качества функционирования ФС ВС высококвалифицированными специалистами. Экспертиза проводится с участием летных экипажей, что позволяет обеспечить повышение достоверности оценки и достижение требуемого уровня БП.

С одной стороны сертификация должна продемонстрировать, что специальная функция ВС соответствует (удовлетворяет) принятым ограничениям по БП и укрепить уверенность в характеристиках работы ФС. Для новых отказоустойчивых ФС авионики она должна установить уровень приемлемой безопасности, а для модернизированных систем подтверждать, что фактическая безопасность не ухудшилась. С другой стороны, процесс сертификации представляет собой гибкий процесс, способный к абсорбции новых разработок и технологий для решения главной проблемы – обеспечения БП. Конечным результатом сертификации является одобрение функции на ВС и ВС в целом.

*Научный руководитель – В.А. Захарченко, канд. техн. наук, профессор*

Артем'єва А.М.

*Національний авіаційний університет, Київ*

## **ПОБУДОВА ЦИФРОВОГО РЕГУЛЯТОРА ДЛЯ ЛІТАЮЧОГО МІНІ-ДРОНУ МЕТОДОМ ПСЕВДОЧАСТОТНИХ ХАРАКТЕРИСТИК**

За останні десятиліття стихійні лиха набувають все більших обертів тому, на сьогоднішній день, екологічна розвідка є актуальною, як ніколи раніше. Навесні серйозними проблемами стають повені, а в посушливий період – лісові пожежі, які завдають великий економічний і природний збиток, а також представляють велику небезпеку для населення прилеглих до зони загорання територій. Одним з напрямків екологічної розвідки є космічний моніторинг, але в силу технічних особливостей він завжди залишається лише додатковим інструментом в авіаційній охороні територій. Інший напрям – застосування малої авіації з відносно низькою вартістю льотної години. Однак наявність продуктів горіння, високої турбулентності і значної небезпеки навколо зони горіння не дозволяє наблизитися на достатню відстань до джерела пожежі для визначення його координат, тому що це піддає невинуватому ризику людські життя.

Для швидкого і безпечного моніторингу місцевості використовують літаючі міні-дрони, тобто безпілотні літальні апарати (БПЛА). Міні-дрони виконують здебільшого розвідувальну функцію. Вони можуть рухатися в небезпечних для людини умовах, вони досить автономні, щоб довгий час залишатися без підтримки (наприклад, безпілотники заряджаються від сонця), їх самоцінність у відсутності людини-пілота наближається до нуля.

Комплекс управління таких БПЛА являє собою складну, багаторівневу структуру, основне завдання якої - забезпечити виведення міні-дрона в заданий район і виконання операцій відповідно до польотного завдання, а також забезпечити доставку інформації, отриманої бортовими засобами міні-дрона, на пункт управління. Для визначення координат і земної швидкості сучасні БПЛА, як правило, використовують супутникові навігаційні приймачі (GPS і ГЛОНАСС). Кути орієнтації і перевантаження визначаються з використанням гіроскопів і акселерометрів. Програмне забезпечення пишеться зазвичай на мовах високого рівня, таких як Сі, Сі ++, Модуль-2, Оберон SA або Ада95. В якості керуючої апаратури, як правило, використовуються спеціалізовані обчислювачі на базі цифрових сигнальних процесорів або комп'ютери формату PC / 104, MicroPC під управлінням операційних систем реального часу (QNX, VME, VxWorks, XOberon).

Проте існує проблема в управлінні міні-дрона. Це пов'язано з нестабільністю системи управління. Оскільки робота таких БПЛА нестабільна, то є потреба в її стабілізації за допомогою цифрового регулятора, який забезпечував би виконання завдань управління, керування бортовими системами та взаємодії між ними. У зв'язку з цим розробка цифрового регулятора для міні-дрона на сьогоднішній є досить актуальною задачею.

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

**Бурачинська С.Е.**

*Національний авіаційний університет, Київ*

## **МАТЕМАТИЧНЕ МОДЕЛЮВАННЯ РУХУ КВАДРОКОПТЕРА**

В останні десятиліття, у зв'язку з успішним розвитком мікромеханіки та мікроелектроніки зріс інтерес до використання компактних безпілотних літальних апаратів - квадрокоптерів, лінійні розміри і маса яких складають 0,1 - 0,5 метра і 0,1 - 0,5 кг відповідно.

Квадрокоптер є різновидом літального апарату з чотирма несучими гвинтами, у якого два протилежних гвинта обертаються в одному напрямку, і два інших - у зворотному, при цьому маневри здійснюються шляхом зміни швидкості обертання гвинтів. Квадрокоптери можуть бути двох схем: + та x. При схемі + у квадрокоптера припадає передня частина моделі на один гвинт, для квадрокоптера схеми x - на середину між гвинтами.

Такі переваги мультикоптерів, як дешевизна, висока вантажопідйомність (порівняно з масою самого апарату), простота управління відкривають широкі перспективи щодо застосування цих апаратів для дистанційного відеоспостереження, картографування і радіорозвідки, а також інших цивільних і військових застосувань. За їх допомогою можна одержувати зображення предметів, доступних для зйомки зі справжніх вертольотів, але у багато разів дешевше. Також мультикоптери володіють рядом переваг в порівнянні з безпілотними аналогами літакового типу, такими як: можливість вертикального зльоту і посадки, маневреність в польоті, мала злітна маса при істотній масі корисного навантаження, надійність і компактність.

На ряду із безліччю переваг існують і недоліки. Уваги заслуговує габаритність техніки. Цю особливість не варто вважати недоліком при використанні, але певні складнощі з транспортуванням можуть виникнути. Частково існуюча проблема може бути вирішена за рахунок складних рам. До недоліків також можна віднести низьку потужність і енергоємність акумулятора квадрокоптера та важкість в управлінні апаратом.

Для вивчення основних закономірностей руху квадрокоптера, особливостей системи управління необхідної для стабілізації апарату в заданому положенні та руху центру мас по заданій траєкторії, необхідно скласти математичну модель, яка описує просторовий рух літаючого робота. Керований чотирма рознесеними гвинтами, квадрокоптер являє собою нестабільну динамічну систему, яка в силу нелінійності математичної моделі повинна бути стабілізована відповідними керуючими алгоритмами. У зв'язку з цим, побудова математичної моделі управління квадрокоптером, яка з високим ступенем точності відповідає реальному об'єкту, є надзвичайно актуальним завданням.

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

## АЛГОРИТМИ АВТОМАТИЗОВАНОЇ СИСТЕМИ УПРАВЛІННЯ БАГАТОЯРУСНОЮ АВТОМОБІЛЬНОЮ СТОЯНКОЮ

У зв'язку із зростанням загальної чисельності автопарку і збільшенням площ, зайнятих під парковки різного призначення, актуальність створення ефективних систем управління доступом автотранспорту в останні роки істотно зростає. Сучасні парковки – це комплекси, обладнані автоматичними шлагбаумами, камерами відеоспостереження, охоронною та пожежною сигналізацією та ін. Основною метою створення алгоритмів для інформаційної системи управління парковкою (ІС УП) є забезпечення життєвого циклу парковки і зведення до мінімуму функцій обслуговуючого персоналу. У завдання ІС УП входить забезпечення контролю проїзду на територію комплексу, облік власників транспортних засобів, запобігання угону і актів вандалізму.

ІС УП можуть розглядатися як різновид систем контролю доступу (СКД), однак, функції ІС УП ширше ніж функції СКД. У ІС УП в якості об'єкта доступу виступає автомобіль, а виконавчими пристроями - шлагбауми та ворота, які необхідно закривати після в'їзду транспорту. Логіка роботи ІС УП може бути описана за допомогою правил, які містять в умовах обмеження на можливий час застосування правила, а в завдання системи входить координація дій різнорідного устаткування і контроль послідовності цих дій у реальному часі. Простий приклад такої взаємодії може бути виражений правилом: *Якщо в момент часу  $t_1$  була активована операція в'їзду  $A$  і в момент часу  $t_2 > t_1 + 2.5$  хв. операція  $A$  все ще активна, то звернути увагу оператора на затримку на в'їзді.*

Кількість таких або більш складних правил для точки проїзду базової конфігурації (два датчика наявності автомобіля, шлагбаум, датчик створу, принтер квитків, кнопка запиту) в ІС УП вимірюється десятками. З ростом числа підтримуваного устаткування і, отже, ускладнення програмної логіки, кількість таких правил зростає. Застосування при побудові ІС УП виробничої системи дозволяє простим способом організувати механізми контролю.

Таким чином, сучасна алгоритмічна база інформаційної системи управління парковкою повинен реалізовуватись у програмно-апаратний комплекс, який повинен забезпечувати: централізоване управління обладнанням паркувального комплексу в режимі реального часу; контроль операцій в'їзду та виїзду автотранспорту; облік кількості вільних і зайнятих місць, розподіл машин по паркувальним місцям; контроль руху транспортних засобів по поверхах на місця стоянки; попередження аварійних ситуацій; коректну роботу в умовах протидії з боку обслуговуючого персоналу і користувачів.

*Науковий керівник – Ю.А. Захарченко, ст. викладач*

УДК 004.358:681.5:621.311:621.317.785(043.2)

Сачук В.М., Дем'яник С.В.

Національний авіаційний університет, Київ

## РОЗРОБКА ІМІТАЦІЙНОЇ МОДЕЛІ СИСТЕМИ ОБЛІКУ ТА КЕРУВАННЯ ЕЛЕКТРОЕНЕРГІЄЮ НА БАЗІ ЛІЧИЛЬНИКІВ NR-06 ТИПУ 1F ТА 3F

Сьогоднішній день промислових підприємств та житлово-комунального сектору в області енергообліку пов'язаний з впровадженням сучасних АСКОЕ, що дозволяє повністю контролювати процес енергоспоживання і дає можливість по узгодженню з постачальниками енергоресурсів гнучко переходити до різних тарифних систем, мінімізуючи свої енерговитрати. Інтенсивний розвиток таких систем потребує суттєвої модернізації навчально-апаратної бази. Сучасні інформаційно-вимірвальні системи достатньо складні, їх вивчення повинно засновуватись на макетах, які розкривають архітектуру приладів, принципи обробки інформації, тощо. Апаратна частина імітаційної моделі реалізована на базі електронних однофазних багатотарифних і трифазних лічильників електричної енергії НДП« АДД-Енергія ». Для передачі даних між приладами обліку електроенергії і маршрутизатором використовуються канал зв'язку і відповідно тип інтерфейсу Power Line – зв'язок з використанням трифазних ліній електропередач напругою 0.4 кВ. Передача даних між маршрутизатором і сервером АСКОЕ здійснюється за допомогою Ethernet із використанням протоколу TCP/IP. Програмна частина базується на системі віддаленого доступу і збору даних Smart IMS компанії ADD-TECHNOLOGY. Архітектура NMS, в свою чергу, тривінева – клієнт, NMS Core і База Даних.

Структурна схема імітаційної моделі системи обліку керування електроенергією наведена на рис.1.

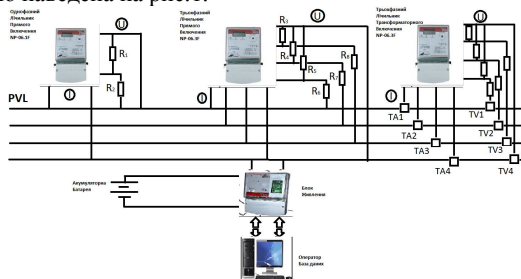


Рис. 1. Структурна схема імітаційної моделі системи обліку керування електроенергією

Запропонована імітаційна модель системи обліку та керування електроенергією дозволяє виконати: дистанційний збір інформації з первинних датчиків, перетворювачів і лічильників, диспетчерський (оперативний) контроль за споживанням електроенергії.

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

## **АСПІРАЦІЙНИЙ МЕТОД ВІМІРЮВАННЯ СПЕКТРА АЕРОІОНІВ ПРИ ДІАГНОСТУВАННІ СТАНУ ЗОВНІШНІХ ОБВОДІВ ЛІТАКА У ПОЛЬОТІ**

Зростання інтенсивності авіаперевезень призводить до зростання кількості авіакатастроф , причиною яких є зіткнення літака з фізичними і біологічними об'єктами , що призводять до порушення цілісності зовнішніх обводів літака. Тому створення системи діагностування зовнішніх обводів літака в польоті є безпосереднім питанням забезпечення необхідного рівня безпеки авіаперевезень. Одним з перспективних напрямків вирішення задачі діагностуванні стану зовнішніх обводів літака у польоті є створення іонно-мітчних вимірювальних перетворювачів кінематичних параметрів потоку.

Завдання вимірювання кінематичних параметрів потоку у різних умовах ускладнюються низкою факторів: вимірювана середа перебуває в русі, причому характер цього руху (ламінарний або турбулентний) залежить від багатьох параметрів і впливає на показання приладів; характеристики вимірюваного середовища і вимірювальних приладів перебувають у складному взаємозв'язку. Тому для кожного режиму вимірювань (базова відстань, швидкість потоку , тиск , ступінь турбулентності) необхідно вибрати оптимальний розмір, заряд і склад іонної мітки.

Усі існуючі пристрої аналізу аерофонів можна розділити на три групи: спектрометри, лічильники аероіонів та ресстратори аероіонів, що можуть бути побудовані на принципах аспіраційного конденсатора, відкритого колектора , та наведеного струму на ізольованій колектор. Для лабораторних вимірювань найкраще підходить метод аспіраційного конденсатора, який має багато незалежних параметрів змінюючи котрі є можливість виміряти заряд , полярність , спектр аерофонів та розмір іонної мітки від різних за параметрами і типами іонізаторів у різних умовах.

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



**ПОБУДОВА ЦИФРОВОГО РЕГУЛЯТОРА ДЛЯ ЛІТАЮЧОГО МІНІ-ДРОНУ МЕТОДОМ БАЖАНИХ ПЕРЕДАВАЛЬНИХ ФУНКЦІЙ**

Важливість розвитку технологій проектування та виробництва безпілотних літальних апаратів (БПЛА) переоцінити неможливо. Керовані на відстані літальні апарати починають займати своє місце в реальному світі.

На сьогодні безпілотні апарати стрімко набирають популярність та стають актуальними і для охорони, в основному у вигляді патрулювання територій. Це пов'язано з рядом переваг БПЛА в порівнянні з іншими ЛА, а саме: відсутність пілота і систем його життєзабезпечення, безпілотники не вимагають спеціально підготовлених майданчиків і стартових комплексів, порівняно недорого на відміну від великих авіакомплексів, безпечні. Найбільший розвиток, і як наслідок - поширення у світі одержали міні БПЛА – міні-дрони. Вони мають широкий спектр можливостей, починаючи від простого фото- і відеоспостереження у видимому спектрі, закінчуючи тепловізійною і лідарною зйомкою.

Оператори безпілотників в режимі реального часу отримують найточнішу, високоякісну інформацію про території, які контролюються. БПЛА патрулюють кордони як на близьких, так і на значних відстанях з передачею фото та відеоінформації в будь-який час доби, при різних погодних та кліматичних умовах. Міні-дрони виявляють несанкціоновану діяльність на охоронній або заповідній території, нелегальний перетин кордону або підготовку до вчинення терористичних актів і т.д. Завдяки сучасним сенсорним системам, БПЛА відображають не тільки загальну картину того, що відбувається на певній території, а й визначають обличчя людей і номери машин потенційних «ворогів». Існує багато проблем, пов'язаних з управлінням БПЛА. Зокрема, стабільність польоту більшості з них істотно залежить від використання необхідного регулятора в контурі управління. Система управління польотом призначена для управління кутовим положенням БПЛА, його висотою та швидкістю. Пілотажно-навігаційний комплекс(ПНК) і наземна апаратура управління повинні забезпечити наступні режими польоту БПЛА: зліт і посадку в ручному режимі з керуванням по радіоканалу оператором або в автоматичному режимі; політ в напівавтоматичному режимі з керуванням по радіоканалу з коректуванням дій оператора бортовою апаратурою ПНК; політ в автоматичному режимі по контрольних пунктах маршруту з одночасною передачею телеметричної інформації на наземну апаратуру управління. Система управління польотом вирішує завдання стабілізації, тобто обробляє команди наведення і забезпечує стійкість руху. Саме тому розробка відповідного регулятора для покращення стабілізації польоту є актуальною, перспективною і важливою науковою задачею.

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

## СТАН ТА ПЕРСПЕКТИВИ ВИКОРИСТАННЯ ПРИПЛИВНИХ ЕЛЕКТРОСТАНЦІЙ

Нині альтернативна енергетика з використанням нетрадиційних та відновлюваних джерел енергії стає однією із базових напрямів розвитку технологій у світі, разом з інформаційними та нанотехнологіями вона є важливою складовою нового постіндустріального технологічного укладу.

Наявність невичерпної ресурсної бази та екологічна чистота альтернативної енергетики є визначальними їх перевагами в умовах вичерпання ресурсів органічного палива та зростаючих темпів забруднення довкілля.

На сьогодні частка альтернативної енергетики у виробництві енергії у світі ще є незначною (близько 14%), однак їх потенціал на кілька порядків перевищує рівень світового споживання паливно-енергетичних ресурсів. Темпи зростання обсягів виробництва енергії також відчутно перевищують аналогічні для традиційних видів енергії. Так, у найближчі 10 років прогнозується щорічне зростання світових обсягів виробництва електроенергії традиційної електроенергетики в межах 2,8%, а альтернативної електроенергії - 9,2%.

Гідроелектростанції є досить ефективними джерелами енергії. Вони використовують відновлювані ресурси - механічну енергію падаючої води. Необхідний для цього підпір води створюється греблями, які споруджують на річках і каналах. Гідравлічні установки представлені гідроелектростанціями (ГЕС), гідроакмулюючими електростанціями та приливними електростанціями (ВЕЗ). Приливна електростанція – електростанція, що перетворює енергію морських припливів в електричну. Для отримання електроенергії з використанням припливу, затока або гирлі річки перекривають греблею, в якій встановлюють гідроагрегати, які можуть працювати як в режимі генератора, так і в режимі насоса. Режим роботи ПЕС характеризується специфічними особливостями, пов'язаними з циклічністю припливів. ПЕС виробляє електроенергію протягом доби перервно у періоди припливів, які, однак, не співпадають у часі з піком у добовому графіку навантаження енергосистеми. При роботі припливних електростанцій в енергосистемі, де спостерігається надлишок електроенергії в провальній частині графіка навантажень, можливе використання одnobасейнової схеми двосторонньої дії з помповою підкачкою, що потребує встановлення оборотних агрегатів. Ці агрегати, працюючи в помповому режимі у період провалу в графіку навантажень, збільшують об'єм води в басейні й дозволяють збільшити вироблення електроенергії при відпливі, зпрацьовуючи додатковий об'єм при збільшеному напорі.

Перспективи використання ПЕС: комбінована робота ПЕС разом з ГЕС, АЕС, ГЕС і ГАЕС для покриття пікових навантажень енергосистеми; забезпечення енергією на острівних територіях та країн, які мають протяжну берегову лінію.

*Науковий керівник - Н.П. Соколова, ст. викладач*

**Карамалак Н.В.***Національний авіаційний університет, Київ***ВИКОРИСТАННЯ ВОЛОКОННО-ОПТИЧНИХ ЛІНІЙ ЗВ'ЯЗКУ  
В БОРТОВИХ СИСТЕМАХ ОБМІНУ ІНФОРМАЦІЄЮ**

На сьогодні слід відзначити такі переваги волоконно-оптичних ліній зв'язку (ВОЛЗ) для бортових систем обміну інформацією: зменшення ваги прийомо-передавальної апаратури і провідників; вдосконалення і збільшення обсягів передачі інформації. Тому роботи з провадження ВОЛЗ на борту літака займають одне із перших місць в авіаційних дослідницьких програмах передових держав світу. Однак для ВОЛЗ притаманні недоліки – під час створення лінії зв'язку потрібні активні високонадійні елементи, які перетворюють електричні сигнали в світло і світло в електричні сигнали (це додаткова вага). Необхідні також оптичні конектори (з'єднувачі) з малими оптичними втратами і великим ресурсом на ввімкнення-вимкнення. Точність виготовлення таких елементів лінії повинна відповідати довжині хвилі випромінювання, тобто похибки повинні бути порядку долі мікрона. Інший недолік полягає в тому, що для монтажу оптичних волокон потрібно дороге технологічне обладнання: а) інструменти для окінцювання кабелю; б) конектори; в) тестери; г) муфти і спайс-касети. Як наслідок, при аварії (обриві) оптичного кабелю витрати на відновлення вищі, ніж при роботі з мідними кабелями. Переваги від застосування ВОЛЗ настільки значні, що, незважаючи на перераховані недоліки оптичного волокна, ці лінії зв'язку все ширше використовуються для передачі інформації.

При виборі волоконних оптичних ліній зв'язку (ВОЛЗ) для побудови бортових систем обміну інформацією із забезпечення безперервного обміну інформацією, найбільший вигравш від використання ВОЛЗ в літаку можливий при побудові мультиплексної системи обміну інформацією. На борту літака в такій системі знаходиться декілька обчислювальних машин, кожна з яких здатна вирішувати всі пілотажні та навігаційні задачі і передавати частину своїх задач на інші ЕОМ якщо вийде з ладу. У такій мережі кожен термінал має вихід на магістраль даних і буде пов'язаний з будь-яким терміналом і будь-якою ЕОМ. Коли один термінал передає повідомлення в магістраль, решта терміналів сприймає інформацію.

Використовується інформація в тих терміналах, які отримали команду з центру управління на її використання. Керує інформаційним обміном одна з бортових обчислювальних машин. Інформація від датчиків і виконавчих пристроїв надходить в перетворювач кодів звідки в закодованому вигляді попадає в магістраль, а через магістраль в ЕОМ. Мультиплексні канали розроблялися для використання в бортових системах збору й обробки інформації.

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

## **АВТОМАТИЗИРОВАННАЯ СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ ГРУЗОВЫМ АВИАТЕРМИНАЛОМ**

Автоматизированная система управления грузовым авиатерминалом (АСУ ГАт) – это система управления, в которой используются программные комплексы «Управление грузовым агентством» ASNextCargoAgent и являются модулями единой Автоматизированной системы управления производственной деятельностью аэропорта ASNextAirport. Она включает следующие подсистемы: ПДСП, Экономика и взаиморасчеты, ССТ, ИАС, стыкуется с системами бухгалтерского и финансового учета, а также основные задачи управления и планирования отправки-приемом груза, прибытия почты и анализ производственной деятельности авиатерминала.

Использование АСУ ГАт дает возможность решить основные функции, связанные с управлением ГАт, которые до сегодня не были комфортно решены по отношению к заказчику, а именно:

- формирование плана отправки рейсов (на основе расписания суточного плана полетов), комплектование партий груза ,получение разрешения на грузоперевозку и бронирование грузовой авиаперевозки, стыковка с системой бронирования других авиакомпаний;

- обеспечивает регистрацию и контроль отправляемого груза, его размещение на складе, маркировку груза и паллет, а также обработку груза;

- АСУ ГАт контролирует проведение операции продажи грузовой перевозки и взимания дополнительных сборов и формирует печать почтово-грузовой ведомости типа CargoManifest;

- взаимодействует с таможенными органами на всех этапах работы с грузом;

- прием и передача сообщений внутри системы АСУ ГАт на всех этапах движения груза по авиатерминалу, ведение журналов, учет неисправности груза и формирование, печать отчетности.

Использование АСУ ГАт повышает эффективность управления отправка-приемом груза, грузовым складом, ведение отчетности и составление анализа по дальнейшему усовершенствованию управления объектом на основе существующих отдельно структур АСУ.

*Научный руководитель - Н.П. Кравчук, канд. техн. наук, доцент*

## **АВТОМАТИЗИРОВАННАЯ СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ ОПЕРАТИВНЫМ КОНТУРОМ АЭРОПОРТА**

Авиационная отрасль Украины состоит из авиационных предприятий, аэропортов и авиаремонтных заводов. Аэропорт – это один из главных объектов, который требует максимального использования автоматизированных систем управления (АСУ) отдельных подразделений и оперативным контуром аэропорта в целом. На данный момент, не все аэропорты Украины обеспечены АСУ, что уменьшает сферу формирования технологических операций при обслуживании воздушных судов (ВС), технологические графики по типам и видам рейсов относительно суточного планы полетов (СПП).

Использование АСУ оперативным контуром аэропорта дает возможность исключить фактор-ошибку при управлении, ведении расписания движения ВС, а именно:

- ведение нескольких проектов расписания с возможностью определения одного из проектов как «утвержденного»;
- проверка проекта на достаточность ресурсов для исполнения и расчет потребного количества ресурсов под проект расписания;
- составление суточного плана полетов, оптимизируя формирование СПП;
- вывод в виде публикации на сайте аэропорта сезонного утвержденного расписания;
- формирование СПП на основе расписания и предварительных планов полета;
- формирование экранов СПП для диспетчеров всех заинтересованных служб аэропорта, отслеживание занятости стоянок и формирование табеля учета стоянок в перронном комплексе;
- контроль времени исполнения работ согласно технологическим графикам обслуживания и фактическому времени выполнения операций, с возможностью визуального и звукового уведомления оператора о нарушениях процессов и временных рамок.

Биллинг аэропорта в АСУ формирует печать актов на обслуживание ВС, требования на заправку ГСМ, дополнительные акты на обслуживание ВС, формирует отчетности для менеджмента аэропорта и партнеров авиакомпаний, генерирует электронную отчетность для управляющих авиакомпаний и обменных файлов по заявкам заказчика. АСУ оперативным контуром аэропорта повышает функционирование всех отдельно структур и служб аэропорта, что положительно влияет на контроль, анализ и последующее планирование при определении основных целей управления аэропортом.

*Научный руководитель – Н.П. Кравчук, канд. техн. наук, доцент*

## РЕКОНФІГУРАЦІЯ ЛІТАКА З ЗАСТОСУВАННЯМ СИСТЕМИ ПІДТРИМКИ ПРИЙНЯТТЯ РІШЕНЬ

Складність вирішення проблеми забезпечення безпеки польотів безперервно зростає у зв'язку з підвищенням інтенсивності використання авіаційної техніки, яка крім відомих впливів веде до значного збільшення ймовірності зіткнення з механічними, біологічними та електричними формуваннями, а також розширенням кола виконуваних нею функціональних завдань. Порівняльний аналіз статистичних даних ІКАО показав, що 35% випадків втрати літальних апаратів пов'язані з відмовами і пошкодженнями систем автоматичного управління, причому головним чином з відмовами приводів і пошкодженнями зовнішніх обводів, а також керуючих поверхонь. Також, необхідно відзначити надзвичайно високу швидкоплинність розвитку аварійної ситуації, яка в свою чергу вимагає миттєвого втручання в ситуацію для ухвалення необхідних управляючих дій щодо запобігання її розвитку або переростання в катастрофічну. Все це зумовлює розробку перспективних методів і систем автоматичної реконфігурації керуючих дій, а також інтелектуальних систем підтримки прийняття рішень екіпажем в умовах виникнення аварійної ситуації в польоті. На рис. 1. зображена структурна схема реконфігуруючого управління з моделями прогнозування. Одним з головних елементів є блок обмежень в реальному часі, який отримує інформацію від системи діагностики та визначення відмови, що дозволяє вносити швидко в систему достовірну інформацію про заклинив поверхні як про зовнішню змінної.

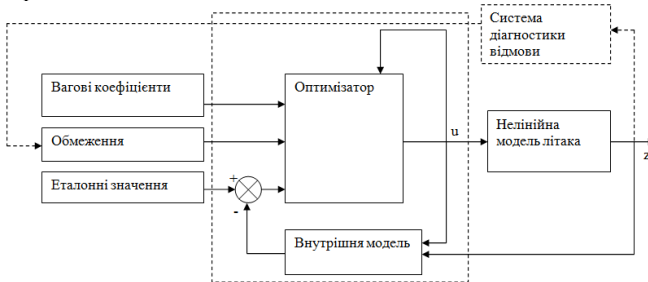


Рис. 1. Структурна схема реконфігурації з прогнозуючими моделями

Використання такої системи дозволить швидко і надійно компенсувати дестабілізуючі дії і зберегти на необхідному рівні показники стійкості і керованості літака. Також використання управління з прогнозованими моделями дозволить домогтися високої швидкодії системи, що дозволить запобігти розвитку аварійної ситуації і допоможе слідувати заданій траєкторії польоту.

Науковий керівник – Д.О. Шевчук, канд. техн. наук, доцент

## СТРУКТУРА АВТОМАТИЗОВАНОЇ СИСТЕМИ УПРАВЛІННЯ ЛІТАКОМ ПІД ЧАС ВИКОНАННЯ ПОСАДКИ

Аналіз статистичних даних про авіаційні події та причин їх виникнення показує, що найбільш небезпечним етапом польоту є посадка літака. Однією з головних причин зниження безпеки виконання посадки є помилки екіпажу та служб керування повітряним рухом, тому існує необхідність скласти базу підказок щодо дій екіпажу у типових нештатних ситуаціях та внести її в бортову ЕОМ. У разі виникнення аварійної ситуації на етапі посадки літака інтелектуальна ергатична система висвічує відповідно до ситуації, що виникла, підказку екіпажу.

У разі несприймання екіпажем підказки та подальшого погіршення польотної ситуації до досягнення висоти прийняття рішення й прийнятті ним у цій ситуації рішення на цій висоті щодо продовження виконання посадки, пропонується відключити екіпаж від управління літаком, зазвичай попередивши його про це, перевести літак через систему автоматичного керування (САК) та автомат тяги у набір висоти. Для цього на борту літака у складі ергатичної САК потрібно мати інтелектуальну систему спостереження, формування підказки й автоматичного переведення літака у набір висоти з наступним уходом на друге коло.

Сутність завдання оптимізації вибору дій екіпажу під час зниження ПК по глісаді до висоти прийняття рішення полягає в тому, що в разі порушення межі цілісності (коли б один з параметрів еліпсоїда вийшов за межі внутрішнього контуру «тунелю») знайти з множини потенційних підказок  $A_i$ ,  $i = \overline{1, n}$  щодо дій екіпажу у ситуації, що склалася, оптимальну для інтервалу  $T_i$  часу  $A_{\text{опт}}(t)$ , яка забезпечила би найбільш ефективне повернення ПК на потрібну траєкторію зниження в умовах обмеженого часу польоту  $t_{\text{пол}}$ , що не перевищує критичне  $t_{\text{крит}}$ :

$$A_{\text{опт}}(t) = \min \{T_i\} = \min \left\{ \sum_{j=1}^m g_{ij} p_{ij} \right\}, \quad i = \overline{1, n}, j = \overline{1, m},$$

де  $g_{ij}$  – величина потенційного збільшення параметрів еліпсоїда відхилення літака від заданої території;  $p_{ij}$  – ймовірність виникнення  $j$ -го порушення межі цілісності в результаті збільшення  $i$ -го параметру еліпсоїда.

З'ясовано, що при використанні екіпажем своєчасної підказки прийняття рішення щодо дій у цій ситуації на етапі посадки максимальні значення дисперсії відхилення літака від потрібної точки (маркера) приземлення знижуються в 1,5 – 2 рази, а ймовірність прийняття помилкового рішення не перевищує  $10^{12}$ .

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

**DESIGN, MAINTANANCE AND DIAGNOSTICS  
OF AIRCRAFT AND GAS TURBINES**

UDC 621.793.71 (075.3)

**Krasnoshchok O.M.**

*National aviation university, Kyiv*

**ANALYSIS OF METHODS OF THERMAL SPRAYING**

Flame spraying is the most allowable method among all the gas-thermic methods of spraying.

Gas flame spray is provided by melting of a metal into small particles and transferring them onto a surface, where they form a continuous coating together with the surface which undergoes repair. Covering material goes into the flame of acetylene-oxygene or propane-oxygen burner, then it is molten and transferred onto the surface by compressed air.

There are few types of thermal spray: arc spray, plasma spray, detonation spray, flame spray and HVOF spray. Each of them has its own advantages and disadvantages.

Arc spray is conducted by means of two wires, that are fed into the pistol and electrically charged (one positive, one negative). Forcing together they create electronic arc that melts wire.

In the case of plasma spraying, the plasma is created by an electric arc burning within the nozzle of a plasma gun and the arc gas is formed into a plasma jet as it emerges from the nozzle.

In the case of detonation spraying, oxygen and acetylene are mixed in one chamber with coating material in a powder form. The mixture is ignited by spark plug, detonation melts the material and accelerates the particles up to 600 m/s.

The process of flame spray relies on the chemical reaction between oxygene and a fuel of combustion to produce a heat source. This heat source creates gas stream.

The HVOF thermal spray process uses the combustion of gases, such as propane, propylene, hydrogen, or a liquid fuel such as kerosene. During this process the particles are accelerated up to speeds more than 5M. The high impact speed of particles produces a highly adherent and dense coating structure.

It is reasonable to use HVOF thermal spray process during repair of materials, because its advantages are much more considerable than disadvantages, comparing to all the other thermal spray processes.

*Scientific supervisor – A.N. Khimko, PhD., associated professor*



UDC 620.179.1

**Klimenko O.P.**

*National Aviation University, Kyiv*

## **NEW GENERATION OF SENSORS FOR AIRCRAFT FATIGUE MONITORING**

New sensors look like micro specimens for fatigue tests and are actually the specimen-witness attached to the investigated part of the construction.

For polycrystalline sensors the fatigue damage may be estimated by the intensity of deformation relief, i.e. by its intrusion/extrusion pattern on the surface. The surface can be explored by the light microscope with enlargement  $200\times$  -  $400\times$ .

The structurally sensitive damage indicator is made of alclad aluminum alloy D16AT. Such choice is caused by the next reasons:

- it has been proved the possibility of quantitative estimation of accumulated fatigue damage by the parameters of deformation relief, which is formed on the surface of alclad layer under cyclic loading;
- aluminum alloy D16AT is the basic structural material, that is why it defines phenomenological community with the fracture processes in the sensor and in the most part of structural material of the aircraft.

The search of the additional criteria for deformation relief at quantitative description leads to fractal geometry, which is widely used nowadays at solving the material science problems.

Fractal geometry is a mathematical concept that describes objects of irregular shape. Some natural geometrical shapes, that can be irregular, rough or fragmented, can be described using concepts of fractal geometry as long as the requirement of self-similarity is satisfied. The latter term implies that the geometrical features of an object are independent of the magnification or observation scale.

For the deformation relief monitoring and correspondent fatigue damage assessment the mobile digital optical system has been developed. The analysis of the optical digital images of the fatigue sensor surface state gives the data for mathematical models to predict residual life.

Finite elements method allows to optimize the geometry of sensors and to achieve necessary sensitiveness according to the tasks of structural health monitoring and loading conditions. Conducted investigations have shown the efficiency of developed fatigue sensors under wide range of regular and irregular cyclic loading.

*Scientific supervisor – M.V. Karuskevich, Dr. of Sc., professor*

**Obodovskyi I.**

*National Aviation University, Kyiv*

## **PROBLEMS OF PILOTS ADAPTATION IN NEW COCKPIT**

The introduction of new types of regional aircraft designed by aircraft bureaus during past 5-10 years and high pilots turnover rates leads to difficulties for flight crew by reeducating on the new cockpit. The main problem is that the pilot, who used to fly on the same aircraft for 15-20 years and worked out the muscular memory for all levers, buttons and switches, has a possibility to accidentally push the wrong switch or button in the new cockpit. This problem is especially actual in regional airways, where completely different types of aircrafts are used. In emergency situation the wrong pilots' actions can lead to fatal results. For example, the cockpits of 3 regional jets: Ukrainian Antonov – 148/158, Russian Sukhoi Superjet 100 and Brazilian Embraer ERJ-145 have some differences in location of the most vital systems' buttons.

One of the main elements of any cockpit is emergency systems panel. On each of the listed types of aircrafts it has different location within the gauges panels.

- In An-148 the fire protection control buttons are located in the middle on the top panel. On the right are emergency de-icing and pressurization buttons. Beneath the fuel control panel is situated. The hydraulics system panel is located in the lower left corner.
- In SSJ-100 the fire protection and de-icing panels have the same location on the top panel, but hydraulics and fuel systems panels are located lower on the right and on the left respectively, which is opposite to ones in An-148.
- In ERJ-145 all listed systems are also located on the top panel from its top part till its bottom part in such order: fire protection, hydraulic, fuel and de-icing systems.

The other systems that undergo potential danger are landing gear (LG) retracting/extending lever, flaps, spoilers and slats levers and emergency brakes.

- On An-148 LG lever is located on the right from central display on the front panel. The flaps and slats are controlled by a single lever, which is installed on the right part of the central pedestal. The spoilers control lever is located on the left from engine control lever. The emergency brake is located just below the main gauge panel, so that the flight commander should extend the hand to use it
- On SSJ-100 LG lever is also located on the right from central display on the front panel. Flaps control switch is located in the right part of the central pedestal beneath the engine power control lever. The emergency/parking brake is located in the central bottom part.
- On ERJ-145 LG lever has the same location, while flaps and emergency/parking brake control levers are located in the middle of the left side of central pedestal and below it on the right respectively.

The only solution for this problem is organizing proper theoretical reeducation of flight crews to the new types of aircrafts and regular trainings on simulators of them (every 2-3 months). Also, operators must provide extra training flights without passengers under the supervision of an instructor, having enough experience on the certain type of aircraft.

*Supervisor – Yutskevych S.S., PhD., associated professor*

UDC: 539.431 (043.2)

**Zahuta V.**

*National Aviation University, Kyiv*

## **ON-BOARD INERT GAS GENERATION SYSTEM**

Modern transport aircraft structure and its systems become more complicated. However, the level of safety should be the same. As result new operational and design procedures should be developed. One of the key problem, that impact on aircraft safety is connecting with fuel tank flammability.

Four primary phenomena can result in ignition of fuel vapors from within airplane fuel tanks: electrical arcs and sparks; filament heating; friction sparks, and hot surface ignition.

For minimizing ignition sources the number of components and systems inside airplane fuel tanks whose failure could result in an ignition source within the fuel tank should be minimized.

Fuel in the center wing tank during almost all flight modes located in flammable zone.

The available methods of limiting exposure to operation with a flammable ullage space in the tank include preventing the formation of flammable vapors and/or controlling the oxygen concentration. Factors that directly influence the formation of flammable vapors include the fuel type properties, fuel temperature, pressure within the fuel tank, and any design feature that increases the potential for fuel mists to be created.

To maintain safe condition in tanks it is necessary to provide:

- managing heat transfer to the fuel tank.
- cooling/ventilation of fuel tanks.
- controlling fuel tank pressure.
- fuel tank ullage sweeping.
- usage of higher flash point fuels (fuel tank inerting)

The main element of on-board inert gas generation system is air separation module, which separate oxygen from incoming air and provide supply nitrogen enriched air to fuel tank.

Hollow fiber membrane separate gases by the principle of selective permeation across the membrane wall. For polymeric membranes, the rate of permeation of each gas is determined by its solubility in the membrane material, and the rate of diffusion through the molecular free volume in the membrane wall.

Disadvantages of system:

- fuel consumption increasing due to bleed air consumption increasing;
- aircraft structure weight increasing due to element of OBIGGS installing;
- maintenance costs and time increasing due to such aircraft operation;

But they all overlap one important advantage

-increasing flight safety;

Therefore, leading aviation companies like Boeing and Airbus have already installed this system on its aircrafts.

*Supervisor –Yutskevych S.S., PhD., associated professor*

**Hundar V.V.**

*National Aviation University, Kyiv*

## **GTE FAN STAGES EFFICIENCY INCREASE**

This work includes the design of the device serving for the fan stages efficiency increase. The need of such devices is great because of the wide use of the high by-pass turbofan engines in the civil aviation.

Main tasks of the construction are:

- to increase of air velocity in the boundary layer, thus increase of the fan stage and air duct efficiency;
- to increase of the total amount of work per stage;
- to decrease of the intake velocity influence on the engine's gas-dynamic stability.

The method of problem solution lies in producing of the special vortex on the inner surface of the engine's outer casing, which should provide the appearance of induced velocity in the flow, thus increasing its momentum with kinetic energy and decreasing the boundary layer's influence.

To create such a strong vortex, it is necessary to apply some energy. For this purpose serves special system of boosting. Basic concept lies in providing the centrifugal compressor inside the shaft and the axial stage blade.

Vortex induces the induced velocity:

$$c_i = \frac{\Gamma}{2 \cdot \pi \cdot R}$$

where  $\Gamma$  is vortex intensity,  $R$  is the distance from the vortex center. Thus the velocity  $v_{\Sigma}$  in the cross section after the vortex becomes:  $v_{\Sigma} = v + c_i$ , where  $v$  is the velocity field before the influence of vortex,  $c_i$  is the induced velocity caused by vortex influence. Important factor is that the vortex intensity depends only upon the rotational speed of the compressor, disregarding the air intake velocity, obtaining its stable work at low velocities of flight in the "regions" where the compressor stall can occur by sucking the air from ambient.

So using this design it will be possible to increase the compressor's efficiency along with stage work because of improving the boundary layer airflow condition; compressor gas-dynamic stability margin also will be increased.

*Scientific supervisor – Kirchu F.I., PhD., associate professor*

**Tkachenko M.A.**

*National Aviation University, Kyiv*

## **THE IMPACT OF EMISSIONS OF A VOLCANIC ERUPTION ON THE OPERATION AND RELIABILITY OF AGTE**

In April 2010, the European aviation has been paralyzed due to the eruption of the Eyjafjallajökull volcano in Iceland, volcanic ash covered a large part of European airspace. Airlines have suffered losses in the amount of € 1,7 billion, due to numerous flight cancellations and the closure of many European airports. But does the entering of volcanic particles inside the aircraft engines can cause the disaster?

Volcanic dust - is a strong abrasive. What effects microscopic particles of glass can cause on rotating engine parts at a speed of more than 6000 rev / min in a collision with them at a speed of 800 km / h? The exact answer to this question is unknown, because the appropriate tests are not included in the program of certification of engines for civil aircrafts. Most similar conditions are simulated during the test on hail. Engine shall fully maintain their characteristics passing clouds of hail. However, after such flight it is necessary to make a full check of the engine: energy of hailstone with weight 1 g is large enough to create bends or nicks during collision with the edges of the fan.

For metals is acceptable to speak about the purity of surface. This parameter takes into account the height and number of unevenness on the surface of the workpiece. In the turbojet engine compressor blades are streamlined with air on very high speed and smoothness depends on engine efficiency and thrust. So continuous operation in dusty conditions can negatively affect on cleanliness of a blades surface and due to this on engine performance.

For the turbine cleanliness of a surface is not so important as heat resistance - because she had to work literally in the combustion chamber. Turbine blades are casted from refractory alloy and do not even grinded, so abrasives are not so terrible. Furthermore, ash particles can't overcome the combustion chamber without melting. But it creates a lot of problems, for example coking of the fuel nozzles in combustion chamber, which leads to the engine stop. It can also produce glass sediment on the turbine blades, which have a negative impact on their work. Moreover, we must to take into account turbine cooling air channels which can block by molten glass, in this case air circulation and cooling are imposible. This can lead to overheating, premature deterioration or even destruction of the unit.

*Scientific supervisor – I.I. Gvozdetkiy, PhD., associate professor*

**Gergun A.O.**

*National aviation university, Kyiv*

## **MODERN TECHNOLOGIES FOR PRODUCTION OF AIRCRAFT UNITS MADE OF POLY-COMPOSITE MATERIALS**

In the design of the first aircraft nobody took into account aerodynamics, stiffness and elasticity of the aircraft construction. Now this may surprise, but more than a hundred years ago even the flight by itself was a sensation. This initiated the evolution of materials in aviation industry.

The fabric and wood, wood and plywood, wood and metal, just a metal and finally metal and composites, such is the progression of the evolution of materials in the manufacture of aircraft, at this moment.

The fabric and wood, wood and plywood, wood and metal, just a metal and finally metal and composites, such is the progression of the evolution of materials in the manufacture of aircraft, nowadays. Came an era of new innovations, innovations that were initiated by a composite materials.

What is better metal or composite material?

Definitely is hard to say because as well as composite materials as well as metals have some advantages and disadvantages.

Metal is the basic material for almost all mechanical devices, and it plays an important role in the history and future of humanity. To move out metal from its position in machine and aircraft building must be presented fundamentally different material that will have benefits where weaknesses in the metal.

Nowadays the composite materials provide such package of benefits as anisotropic, inhomogeneous, corrosion resistance, reduction in part counts, weight reduction of the structure and better strength characteristics. Reduction of the aircraft weight provide increasing of: passenger capability, load carrying capacity, flight range due to less fuel consumption etc.. All this benefits are result of changing just one parameter in aircraft construction, weight of this construction, but only if strength characteristics are the same. And since composites give us the opportunity to change a large number of parameters that will increase the possibilities of aircraft, it is difficult not to agree that it is material of the future.

In time of environmental crisis, recycling and repeat use of material are important features for any material. But most of composites that are present on the market of the aircraft industry today are based on thermoset matrix, what can't be utilized. That's a huge disadvantage for composites, but there are exists some ways to solve this problem.

Another disadvantage of composite materials in their manufacturing is a very long and laborious work that requires a lot of effort and technologies that makes production too expensive. Automation of composites manufacturing solves this problem, as well as process of manufacturing becomes twice shorter and cheaper.

*Scientific supervisor – O.E. Yakobchuk, PhD., associate professor*

**Pyshchuk A.**

*National Aviation University, Kyiv*

### **INFLUENCE OF FRESH DRINKS ON AIRCRAFT SAFETY**

Modern planes serve no less than 30 years. Along this life they make no less than 50000 flights during than 8000h. Planes are in operation in different climate conditions with different temperatures and humidity's.

As the result of this severe conditions the corrossions origins and develops. The most dangerous zones of the structure are bilge area, battery compartments, lavatories, etc.

The main attention of the scientists drawn to the interaction of the structural materials with acids, alkalizes, salts in water. Nevertheless, there is the special class of the liquids, from our point of view, that should be taken into account while discussing the problem of aircraft corrosion. These are different kinds of the fresh drinks.

These drinks are always present onboard and sometimes spill out on the cabin floor and located nearby components. In many cases the composition of these liquids is unknown, that is why the result of the interactions of metal is unpredictable.

The purpose of the presented research is to reveal unknown phenomenon of the fresh drinks interaction with structural aluminium alloys.

The D16AT alloy has been selected for the specimens. Few fresh drinks (№1, №2, №3) popular in the Ukraine and west countries has been selected. The specimens were in the interaction with selected liquids during 2 month. For comparison of the result the standard solution of 3% NaCL were used. As the corrosion damage the area of the surface with initial corrosion signs was considered.

The conducted tests show, that one of the selected drinks caused the same effect as the standard corrosion environment. Some of liquids did not affect the corrosion process.

Thus the test conducted proved the necessity of the special test intended to avoid harmful effect of the fresh drinks on the corrosion of airplane structural components. The future investigations must complete the tests with bigger range of the liquids, different temperatures of the tests, simultaneous cyclical loading of components.

*Scientific supervisor – M.V. Karuskevich, Dr.Sc., professor*

**Semenchenko K. F., Prints V.R.**  
*National aviation university, Kyiv*

## **OPERATIONAL STABILITY OF THE HYDRAULIC PRESSURE REGULATOR OF POWER SUPPLY SYSTEMS OF AIRCRAFT**

Hydraulic pressure regulators are used in aviation hydraulic system as different valves (reducing, safety, overflow, pressure etc.) Reducing valve is intended for reducing the pressure of the liquid from the pump to the consumer and supporting reduced pressure within predetermined limits. Pressure valve unlike reducing valve is designed for limiting the pressure in the working fluid flow. Safety valves are also kind of pressure valve. The main purpose of their using is drain the working fluid in case of exceeding the set pressure.

During the operational process hydraulic fluids dissolve the air that decreases their operational qualities. Undissolved gas in the form of bubbles is also present in the hydraulic fluids that have a significant impact on the model of elasticity as a consequence of the fact that compressibility of the air is thousand times greater than compressibility of the hydraulic fluids. Phase G is released in the different (various) section of the hydraulic system, at the same time it is particularly dissolved in fluid and it forms so-called phase R in conjunction with air in the phase G. Phases G and R with a continuous transition from one to another are always available in the operating hydraulic drive. Air-gas component reduces the stiffness of the drive, the smooth movement of driven units is disrupted, the dynamic properties of the system are determined (introduces the delay in operation of hydraulic system and may cause auto oscillation in the system in some cases). Due to the friction during the operational process the radial annular clearance between the plunger and the barrel is appeared, that causes the oscillation and violation of the valve accuracy movement. The friction of the plunger appears primarily as a result of uneven distribution of liquid pressure in the radial annular clearance that causes unbalanced radial force that purses the plunger to the one side of the shell. The basic equations for finding operational stability of the hydraulic pressure regulator of power supply systems of aircraft are forces equation for valve are:

$$\frac{m d^2 z}{dt^2} + k_B \frac{dz}{dt} + c_{\Sigma} z = pF \quad \text{or} \quad m \ddot{z} + k_B \dot{z} + c_{\Sigma} z = pF$$

and equation of the consumption:

$$Q_{BX} = Q_C + Q_{ДР} + Q_{OCB} \quad \text{and} \quad Q_{BX} = \frac{W}{E} \cdot \frac{dp}{dt} + \mu f \sqrt{\frac{2\Delta p}{\rho} + F} \frac{dz}{dt}$$

where  $W$  is volume of the working chamber of the piston,  $E$  is module of elasticity,  $F$  is area of the valve piston,  $\rho$  is density of the hydraulic fluid and  $\Delta p$  is pressure drop.

Designing the valve it is necessary to take into account, that coefficient of viscous friction  $k_b$  can varies in the operational process, due to that, the valve being operational values  $k_b$ , may be unstable with operational values  $k_b$ . So a constructor (designer) has to provide not only the stability of the value in given value  $k_b$ , but also to provide the reserve of stability to each operational meanings  $k_b$  during the construction of the valve.

*Scientific supervisor – Butko V.S., PhD., associate professor*



**Lavrynenko M.V.***National aviation university, Kyiv***VARIABLE DISPLACEMENT PUMP INVESTIGATION**

The gained experience of domestic aircrafts as Tu-134A and Yak-42 operation which have centralized hydraulic systems (HS) with an axial-piston pumps of adjustable delivery, points out to the possibility of great weakly damped pressure oscillations in the pressure pipeline after the pump rise at a transient modes of HS operation. The rise of such typical operational malfunctions in the hydraulic systems of these aircrafts as pressure reduction at the pump inlet or drop of pneumatic accumulator gas cavity pressure increases oscillations of transient processes in the aircraft hydraulic system. Such pressure oscillations significantly increase the load on the bearings and elements of pumping assembly unit, greatly reducing its service life.

Specialized experimental investigations were done at the hydro- gas systems department of National Aviation University to develop recommendations to prevent significant pressure oscillations in the pressure pipeline of the aircraft Yak-42 hydraulic system on transient modes of pumps HII-72MB operation. Experimental investigations have shown that the parameters of transient processes in the pump are significantly depended on technical conditions of both the aircraft hydraulic system and the pump.

To improve the pump operational conditions the hydraulic tank blowing is provided. Experiments have confirmed that the blowing pressure in tank influences on the pressure value in the pump inlet and significantly effects on its operation. For normal pump operation the blowing pressure in the hydraulic tank shall not be less than 0,15 MPa.

An effective way of pressure oscillations reduction is establishing of a special pressure oscillation dampers of capacitative type. For the effective pressure oscillations damping the damper of adducted volume  $V_p=250 \text{ cm}^3$  is required.

Experimental investigations have also shown that the parameters of the aircraft HS transient processes essentially depend on the technical conditions of pneumohydraulic accumulator which is installed in the HS pressure pipeline. Weakly damped pressure oscillations with amplitude 4..6 MPa can be occurred in the aircraft HS due to pneumohydraulic accumulator gas cavity pressure drop.

Besides that, the transient processes oscillation reduction can be achieved by the increasing of pump internal working fluid flows. Investigations show that the effective mean of pressure oscillations reduction is the special check valve installation which allows the certain amount of working fluid to flow from high pressure line into drainage. Its artificially increases internal working fluid flows, the minimum pump delivery at non-operated consumers and improves the pump cooling. The negative result of this method of pressure oscillations reduction in the aircraft HS pressure pipeline is decreasing of the pump volumetric efficiency.

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

**Nazarenko O.O.**

*National aviation university, Kyiv*

## **AIRMAN REPAIR MANAGER**

The aviation industry is developing very fast. According to the investigation performed by the Airbus company the amount of aircraft from 2013 to 2033 will reach from 16885 up to 34818 units of only passenger aircraft. Amount of deliveries will reach 30555 units. The biggest increase in amount will take place in Asian countries which develop very fast. The increase will be approximately 40% as for the article published in magazine "Flightglobal". In order to maintain such huge amount of information flow there will be the need of programs that could handle it. One of such data base is AIRMAN Rep@ir Manager introduced by the Airbus company.

AIRMAN Rep@ir Manager was introduced in 2000. Back then it was called AIRMAN 2000 (AIRcraft Maintenance Analysis). AIRMAN Rep@ir Manager provides airlines with a simple method to view and locate non-conformities and in-service damage and repairs on the external surfaces of the aircraft and to record details of internal damage and repairs. Its objective is to ease line maintenance's structural damage reporting and to reduce elapsed time to assess damage and authorize aircraft return to service. It allows to speed-up the resolution lead-time, ensuring a cost-effective repair and improving aircraft availability.

With a laptop connected to the airline network and a valid access to the AIRMAN-Airline database, when damage is found a user is able to report it through a guiding interface. This guidance provides the required information for damage evaluation and reporting back the necessary data to the airline Maintenance Control Centre (MCC) or Airbus if further investigation is required.

AIRMAN Rep@ir Manager provides the following capabilities: structural damage report acquisition, specific tool for accurate damage location – AVI (Aircraft Virtual Illustration), search function, dent and buckle chart and link to Airbus technical documentation.

The workflow when damage is discovered is as follows: Prepare, Launch, Locate, Assess, Compile, Repair and approve.

As we can see such program eases the work of maintenance team significantly. At any time you can access this program and see what incidents occurred to that aircraft and when. Moreover it provides visual information to the user, so you can easily estimate regions of most danger to the aircraft. As human factor is the main reason of most catastrophes this data base serves as a great tool for investigators to find probable reasons of certain failures.

*Scientific supervisor – A.I. Bogdanovych, PhD., associate professor*

**Galchenko O.O.**

*National Aviation University, Kyiv*

## **EFFICIENT TECHNOLOGIES OF SNOW REMOVING AT AN AIRPORT**

"Flight begins on the ground," the pilots say. Really, to make the take-off of the airplane quick and easy, it should be properly served. The technicians must fuel the plane, clean it, pull and push, load and unload, and so on according to the special list of procedures under the standards and GOST. That is why the airport is the place where different kinds of special machines and equipment are centered. They are used to provide continuous, safe and reliable service of the aircraft on the ground.

Aerodrome machines are divided into: machines for summer maintenance of airfields; machines for winter maintenance of airfields; aerodrome universal machines.

All of them are of vital importance. Nevertheless, the servicing of the runways and taxiways during winter period is the main and most complicated process.

On the wet, snowy or slush-covered artificial runways (ARW) the traction of wheels is significantly reduced compared with the dry covering and, consequently, the path of running increases, directional stability and controllability of the aircraft decreases. This can lead to the aircraft sliding down from the artificial runway and stoppage of flights from it for significant amount of time.

That is why the process of winter maintenance of airfields, as well as, the choice of appropriate technologies should be considered comprehensively.

To ensure operational readiness of airfields with artificial pavements in winter period two kinds of works must be mainly performed: cleaning the airfield from snow and ice removal or warning.

Special ground equipment (SGE) used for aerodrome snow cleaning may be divided into three main groups:

Jet-broom and plough snow cleaners (they are equipped with plough in front of the vehicle and broom) are the first step in snow removing;

Snow blower, snow loaders, bulldozers and auto grades – is the second stage;

Thermal vehicles and de-icing spreader (for removing the remains of ice) – is the last stage of runway snow cleaning.

However, to make cleaning of snow in a short period of time with the less involved number of GSE, it is rational to use universal combined vehicles, such as Airport Jet Sweeper TJS or TJS-C for snow clearing manufactured by German company "Schmidt" or the Vammas PSB units manufactured by Hagie.

These machines are a combination of a snow plow, sweeper and air-jet blower all in one unit. They are used for cleaning the airport service areas in three stages at once. First, the snow plough pushes the snow away. Then the brush sweeps the remaining ice and snow to the side, where it is removed with another similar machine. At the final step, the hydraulically-operated blower uses a high velocity jet air to blow the rest of the snow and fluids inside the machine.

As a result, they have faster clearing, less runway downtime, a better bottom line.

*Scientific supervisor – Sydorenko O. Yu., PhD., associate professor*

**Krylov V.M.**

*National aviation university, Kyiv*

## **MODERN TECHNOLOGIES FOR NON-DESTRUCTIVE CONTROL OF GT DISCS USING EDDY CURRENT**

With the advent of gas turbines, civil aviation moved to a new stage of evolution: Increasing of the flight speed, thrust and power of aircraft offer significant opportunities for passenger and freight traffic. But with the growth of technology, increased volume of work and the importance of inspections to maintain the reliability and validity for use. Details of aircraft, in the above privacy engines, are becoming more complex and more economical, and the time of diagnosis and repair are being reduced to a minimum the while pursuing economic goals.

To date, there are many methods of monitoring the technical condition of parts of gas turbines. They all have advantages and disadvantages, but one of them has significant advantages and is - Eddy Current Inspection. The phenomenon of eddy currents (Foucault currents) was discovered over 200 years ago by french scientist DF Arago, more closely studied and named in honor of French physicist G.B.L. Foucault. But being used in industry eddy currents began in 1933, by German professor F. Fershter.

Starting from 1933, this method has been improved in many ways and is used today in many fields of mechanical engineering and metallurgy. Its main feature is that by means of eddy currents can be determined cracks and deformations in the structure and details of electrical conductivity not only at the surface but at depths up to several centimeters, furthermore - even under nonmagnetic coatings (the propellers, wings, fuselage). The next feature is the speed of analyzing: the maximum speed manual control using mobile sensor up to 100 mm/sec. Also important is defects determining of details in hard to reach places and parts of complex configuration and that is not a problem for this method. Since the turbine wheels and rotors GTU have a difficult form and structure, this method is ideal.

Drawing attention to the purpose of today's industry, we will see that all of the powerful production tend to reduce human labor and to increase automation and economy. And even here the eddy current method is superior to its "brothers", because by setting the sensor for eddy current control in adjustment that is programmed to move it in the right direction, with the options you want, we'll get the automatic action adjustment for eddy current control of gas turbine components, and not only of them. Later on, this setting will reduce human labor expended and can give the opportunity to create automated powers in the repair industry.

*Scientific supervisor – A.M. Khimko, PhD., associate professor*