

MINISTRY OF EDUCATION AND
SCIENCE OF UKRAINE

STATE UNIVERSITY
"KYIV AVIATION INSTITUTE"

AEROSPACE FACULTY

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ
УКРАЇНИ

ДЕРЖАВНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
«КИЇВСЬКИЙ АВІАЦІЙНИЙ ІНСТИТУТ»

АЕРОКОСМІЧНИЙ ФАКУЛЬТЕТ



Abstracts of
XXV International conference of
higher education students
and young scientists

**POLIT.
CHALLENGES OF SCIENCE TODAY**

MODERN AVIATION TECHNOLOGIES

Тези доповідей
XXV Міжнародної науково-практичної
конференції здобувачів
вищої освіти і молодих учених

**ПОЛІТ.
СУЧАСНІ ПРОБЛЕМИ НАУКИ**

СУЧАСНІ АВІАЦІЙНІ ТЕХНОЛОГІЇ

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
ДЕРЖАВНИЙ УНІВЕРСИТЕТ «КИЇВСЬКИЙ АВІАЦІЙНИЙ ІНСТИТУТ»
АЕРОКОСМІЧНИЙ ФАКУЛЬТЕТ

Тези доповідей
XXV Міжнародної
науково-практичної конференції здобувачів
вищої освіти і молодих учених

ПОЛІТ.
СУЧАСНІ ПРОБЛЕМИ НАУКИ

СУЧАСНІ АВІАЦІЙНІ ТЕХНОЛОГІЇ

Київ 2025

УДК 321:341:339.9

ПОЛІТ. СУЧАСНІ ПРОБЛЕМИ НАУКИ. ПРАВО ТА МІЖНАРОДНІ ВІДНОСИНИ: Тези доповідей XXV Міжнародної науково-практичної конференції здобувачів вищої освіти і молодих учених, Київ, 2025, Державний університет «Київський авіаційний інститут» / Редакційна колегія К. Семенова [та ін.]. – К.: КАІ, 2025. – 111 с.

Матеріали науково-практичної конференції містять узагальнення доповідей науково-дослідних робіт здобувачів вищої освіти та молодих учених у галузі «СУЧАСНІ АВІАЦІЙНІ ТЕХНОЛОГІЇ».

*Рекомендовано до друку Вченою радою Аерокосмічного факультету
(Протокол № 4 від 16 квітня 2025 р.)*

Голова оргкомітету:

К. Семенова, в. о. президента, Державний університет «Київський авіаційний інститут».

Заступники голови оргкомітету:

С. Гнатюк, проректор з наукових досліджень та трансферу технологій, доктор технічних наук, професор, Державний університет «Київський авіаційний інститут».

Святослав Юцкевич, декан Аерокосмічного факультету, к.т.н., доцент

Члени оргкомітету:

О. Сидоренко, к.т.н., доцент, заступник декана

В. Бородій, стр.викл.,заступник декана

Ю. Квач, к.т.н., доцент, заступник декана

В. Квасніков, д.т.н., професор, завідувач кафедри комп'ютеризованих систем та технологій

С. Єнчев, д.т.н., професор, завідувач кафедри автоматизації та енергоменеджменту

Н. Кушнєрова, к.т.н., доцент, в.о. завідувача кафедри аеродинаміки та безпеки польотів ЛА

О. Мікосянчик, д.т.н., професор, завідувач кафедри прикладної механіки та інженерії матеріалів

В. Бадах, к.т.н., доцент, завідувач кафедри гідрогазових систем

Т. Маслак, к.т.н., доцент, в.о.завідувача кафедри конструкції літальних апаратів

Ю. Терещенко, д.т.н., професор, завідувач кафедри авіаційних двигунів

О. Попов, к.т.н., доцент, завідувач кафедри підтримки льотної придатності ПС

Верстка:

Ю. Квач, заступник декана АКФ

Scientific publication

POLIT.
Challenges of science today
MODERN AVIATION TECHNOLOGIES

*Abstracts of
XXV International
conference of higher education students
and young scientists*

Kyiv, 1-4 April 2025
Published in the author's edition

Наукова публікація

ПОЛІТ.
СУЧАСНІ ПРОБЛЕМИ НАУКИ
СУЧАСНІ АВІАЦІЙНІ ТЕХНОЛОГІЇ

*Тези доповідей
XXV Міжнародної
науково-практичної конференції здобувачів
вищої освіти і молодих учених*

Київ, 1-4 квітня 2025

АВІАЦІЙНІ ДВИГУНИ ТА ЕНЕРГЕТИЧНІ УСТАНОВКИ

УДК 629.7.03(043.2)

ПЕРСПЕКТИВИ ТА ПРОБЛЕМИ ЗАСТОСУВАННЯ ДВОРЯДНИХ ЛОПАТКОВИХ ВІНЦІВ В ОСЬОВИХ КОМПРЕСОРАХ АВІАЦІЙНИХ ДВИГУНІВ

Роман Лапій

Державний університет «Київський авіаційний інститут», Київ

Науковий керівник – Юрій Терещенко, д.т.н., проф.

Ключові слова: авіаційний двигун, осьовий компресор, дворядні лопаткові вінці, газотурбінний двигун.

Однією із важливих задач при вдосконаленні існуючих авіаційних двигунів і розробці перспективних двигунів є забезпечення стійкої роботи компресора в широкому діапазоні експлуатаційних режимів роботи, підвищення коефіцієнта корисної дії вузлів, зниження маси, діаметральних та габаритних розмірів при забезпеченні заданих значеннях реактивної сили тяги (потужності) двигуна.

Застосування методів керування примежевим шаром є перспективним для вирішення проблеми покращення аеродинамічних характеристик осьових компресорів авіаційних двигунів. Особливої уваги заслуговує пасивний метод керування примежевим шаром — дворядні лопаткові вінці осьових компресорів, застосування яких не потребує підведення додаткової енергії, але вимагає суттєвої зміни конструкції лопаткових вінців.

В таких авіаційних двигунах як Д-30, Д-30КУ, Д-30Ф-6, ТВ 3-17 дворядні лопаткові вінці знайшли своє використання у якості спрямних апаратів осьового компресора. Однак, на сьогоднішній день ведуться дослідження щодо оцінки раціональності застосування дворядних лопаткових вінців в робочих колесах осьових компресорів [1-4]. Автори робіт [1-4] показують, що застосування дворядних робочих колес матиме більш широкий діапазон стійкої роботи. Це пояснюється тим, що явище зриву потоку в дворядних робочих колесах настає при більших кутах атаки, ніж в еквівалентних однорядних робочих колесах. Також, осьовий компресор з дворядними робочими колесами буде мати більшу ступінь підвищення тиску, якщо кількість ступенів буде однаковою.

Є також певні проблеми при застосуванні дворядних компресорів. Перш за все, це складність виготовлення, але тривимірні методи друку можуть бути вирішенням цієї проблеми. Також, є певні проблеми з міцністю при застосуванні дворядних лопаткових вінців в робочих колесах, які мають великий діаметр, це питання можливо вирішити застосуванням в конструкції робочих колес перетинок, які з'єднують першу та другу лопатку в дворядній лопатці осьових вентиляторів та компресорів [3].

Метою представленої роботи є оцінка зміни маси осьового компресора при заміні однорядних лопаткових вінців на дворядні при умові забезпечення заданого ступеня підвищення тиску.

Об'єкт - восьмиступінчатий осьовий компресор газотурбінного двигуна.

Перший ступінь дослідженого осьового компресора складається з трьох лопаткових вінців - вхідний напрямний апарат, робоче колесо та напрямний апарат. Конструкція ступенів з другого по

сьомий має робоче колесо та напрямний апарат. Восьмий ступінь має ще, крім робочого колеса і напрямного апарату, додатково спрямний апарат. Отже, осьовий компресор, який розглядається має вісім ступенів та вісімнадцять лопаткових вінців. Кожен ступінь дослідженого осьового компресора має ступінь підвищення тиску $\pi_{ст}=1,3$. Сумарна ступінь підвищення тиску такого компресора дорівнюватиме $\pi_k=8,16$.

Дослідження щодо ефективності дворядних робочих коліс осьових компресорів показують, що ступінь підвищення тиску еквівалентних дворядних робочих коліс в порівнянні з однорядними збільшується на 20-30%. В даному дослідженні приймемо, що ступінь підвищення тиску еквівалентних дворядних робочих коліс збільшився на 20%.

Тоді, ступінь підвищення тиску одного ступеня буде дорівнюватиме $\pi_{ст}=1,56$, а сумарна ступінь підвищення тиску дворядного компресора - $\pi_k=35,08$. Для забезпечення необхідного ступеня підвищення тиску як у однорядного компресора знадобиться лише 5 ступенів, і сумарна ступінь підвищення тиску дворядного п'ятиступеневого компресора дорівнюватиме $\pi_k=9,24$.

Отриманий дворядний п'ятиступеневий осьовий компресор повинен мати наступну конструкцію: перший ступінь — вхідний напрямний апарат, робоче колесо, напрямний апарат; з другого по четвертий ступінь — робоче колесо, напрямний апарат; п'ятий ступінь — робоче колесо, напрямний апарат і спрямний апарат. Отже, дворядний п'ятиступеневий осьовий компресор матиме 12 лопаткових вінців.

Вважаючи, що дворядні лопаткові вінці є еквівалентними однорядним їх маса майже однакова. Якщо прийняти, що всі лопаткові вінці мають однакову висоту лопаток, то отриманий дворядний осьовий компресор має на 6 лопаткових вінців менше, тобто його вага буде на 33% менше. Але, зазвичай, висота лопаток останніх ступенів зменшується, тому це питання потребує подальших досліджень.

Висновок

В роботі представлено перспективи та проблеми застосування дворядних лопаткових вінців в осьових компресорах авіаційних двигунів. Показано, що застосування дворядних вінців в осьових компресорах авіаційних двигунів позитивно впливає на зменшення маси компресора і двигуна в цілому.

Список використаних джерел:

1. Dickens, T., & Day, I. (2011). The design of highly loaded axial compressors.
2. Dickens, T., & Day, I. (2009, January). The design of highly loaded axial compressors. In *Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air* (Vol. 48883, pp. 57-67).
3. Балалаєв, А. В. Чисельне дослідження власних коливань дворядної робочої лопатки ступеня осьового компресора / А. В. Балалаєв, К. В. Дорошенко / *Problems of Friction and Wear* –2020. – Vol. 3, iss. 88. – P. 109-116. DOI:10.18372/0370-2197.3(88).14924.

4. Liu, B., Fu, D., & Yu, X. (2018, June). Maximum loading capacity of tandem blades in axial compressors. In Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air (Vol. 51012, p. V02CT42A044). American Society of Mechanical Engineers.

УДК 621.45.037.02.01:532.517.4

МОДЕЛЮВАННЯ ТЕЧІЙ В ОДНОСТУПЕНЕВОМУ ТРАНСЗВУКОВОМУ КОМПРЕСОРІ ROTOR 67

Любов Марковська, Андрій Мельченко, Марина Пікуль, Володимир Отрощенко
Державний університет "Київський авіаційний інститут", Київ

Науковий керівник – Катерина Балалаєва, д.т.н., доц.

Ключові слова: числовий експеримент, модель турбулентної в'язкості, розрахункова сітка, Rotor 67, моделювання течії.

Числовий експеримент є ефективним методом дослідження характеристик лопаткових машин, зокрема трансзвукових компресорів. Традиційні фізичні експерименти потребують значних фінансових і технічних ресурсів, тому числове моделювання дозволяє зменшити витрати та оптимізувати процес вивчення аеродинамічних характеристик компресорів. При використанні різних типів розрахункових сіток для однакових моделі турбулентності, геометрії лопаткової машини та умов експерименту виникають різні похибки розрахунків. Тому для ефективного моделювання потоку в кожному конкретному випадку необхідно проводити перевірку комбінації топології сітки та моделі турбулентної в'язкості.

Метою дослідження є вибір найоптимальнішої моделі турбулентної в'язкості та топології сітки шляхом виконання тестового завдання моделювання течії у ступені трансзвукового компресора NASA Rotor 67.

Об'єктом дослідження виступає одноступеневий трансзвуковий осьовий компресор NASA Rotor 67.

Для проведення числового моделювання використано програмне середовище **Ansys Workbench Student**. У дослідженні тестувалися наступні моделі турбулентної в'язкості: **SST, k- ϵ , k- ω , BSL EARS**.

Основною задачею є вибір **оптимальної топології розрахункової сітки** та визначення найточнішої моделі турбулентності для моделювання течії в компресорі Rotor 67. Проведено тестування семи різних розрахункових сіток, при цьому довжина ребра комірки змінювалася від 1 см до 0,225 см.

Основні результати дослідження:

- Найкращі результати досягнуті для **розрахункової сітки з ребром 0,225 см**.
 - Всі моделі турбулентності при цій сітці мають похибку менше 5%, але найменшу похибку демонструють моделі **SST та BSL EARS**.

- Аналіз результатів показав, що збільшення кількості комірок не завжди приводить до покращення точності, а ефективність моделювання залежить від правильної комбінації моделі турбулентності та топології сітки.

Висновки

Для підвищення точності моделювання течії в лопаткових машинах необхідно правильно обирати **розрахункову сітку та модель турбулентності**. Найкращу точність при моделюванні Rotor 67 забезпечує сітка з **ребром 0,225 см** у поєднанні з моделями **SST або BSL EARS**L. Отримані результати можуть бути використані для оптимізації процесів проектування та аналізу компресорів.

Список використаних джерел:

1. Egbers C., Rath, H. J. *Advances in Fluid Mechanics and Turbomachinery*. Springer Berlin Heidelberg, 2012.
2. Nakhchi M. E., Naung S. W., Rahmati M. Influence of blade vibrations on aerodynamic performance of axial compressor in gas turbine: Direct numerical simulation. *Energy*, 2022.
3. Wei S. U. N. Assessment of advanced rans turbulence models for prediction of complex flows in compressors. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2023.
4. Strazisar A. J., et al. Laser anemometer measurements in a transonic axial-flow fan rotor. NASA TP-2879, 1989.

УДК 621.452.3

ВПЛИВ РАДІАЛЬНОГО ЗАЗОРУ НА ХАРАКТЕРИСТИКИ ЗАКАПОТОВАНОГО ГВИНТОВЕНТИЛЯТОРА

Дмитро Плакущий

Акціонерне товариство «Івченко-Прогрес», Запоріжжя

Науковий керівник – Ігор Кравченко, член-кор. НАНУ, д.т.н., проф.

Ключові слова: гвинтовентилятор, капот, радіальний зазор, характеристика, втрати в зазорі, ККД.

Дослідження ряду авторів [1-4] показали, що радіальний зазор між лопатками ротора та стінкою корпусу є важливим фактором, що визначає течію на лопатях гвинтовентилятора. Параметри радіального зазору, відносний рух потоку між лопатями та сусідніми стінками плавають на різницю статичних тисків на всмоктувальній і нагнітальній стороні лопатей, що обумовлює перетікання потоку в перпендикулярному поздовжньому напрямку. Наявність взаємодії між швидкістю потоку, що набігає і стінкою, та швидкістю перетікання потоку може індукувати вихори на всмоктувальній стороні, що обурюють потік.

У роботі [1] показано, основними фактори, що визначають перетікання потоку в радіальному зазорі між лопатками ротора і стінкою корпусу є величина зазору між краями лопаток та стінкою та різниця статичних тисків на всмоктувальній та нагнітальній сторони

лопаток яка обумовлює навантаження лопаток. У дослідженні [2] доведено, що при збільшенні радіального зазору між лопатками ротора та стінкою корпусу, характеристики компресора погіршуються, що обумовлено ламінарною течією в зазорі, оскільки число Рейнольдса, обчислене за величиною зазору, мале і довжина для можливого переходу до турбулентної течії також є незначною, що відносно невеликому масштабі течії при перетіканні потоку в зазорі відбуваються значні зміни в примежовому шарі. У роботі [3] показано, збільшення радіального зазору між лопатками ротора і стінкою корпусу негативно впливає на продуктивність компресора, перепад тиску, втрати в потоці і характеристики компресора. У дослідженні [4] з'ясовано, що відрив потоку в радіального зазору між лопатками ротора та стінкою корпусу обумовлений ефектом змішування вторинних течій та течії перетікання.

Результати попередніх досліджень обумовлюють необхідність подальших досліджень щодо визначення впливу розміру радіального зазору на ККД гвинтовентилятора в капоті.

Метою досліджень є оцінка впливу розміру радіального зазору на ККД гвинтовентилятора, що є основною характеристикою гвинтовентилятора, шляхом математичного моделювання течії в радіальному зазорі гвинтовентилятора в капоті з використанням чисельного експерименту в середовищі ANSYS CFX. Об'єктом дослідження є закапотований гвинтовентилятор двоконтурного турбореактивного двигуна з надвисоким ступенем двоконтурності ($m=20$). Радіальний зазор між лопатками ротора гвинтовентилятора і корпусом капоту змінювався в межах від 0,5 мм до 2,5 мм. Геометрична модель закапотованого гвинтовентилятора побудована в середовищі NX. Сіткова модель виконана в програмному середовищі ICEM, має блочну структуру.

Отримані результати підтвердили, що зміна радіального зазору між лопатками гвинтовентилятора та корпусом суттєво впливає його ККД гвинтовентилятора та на перепад тиску гвинтовентилятора, що обумовлює необхідність обґрунтування вибору розміру радіального зазору при проектуванні гвинтовентилятора. При збільшенні радіального зазору між лопатками гвинтовентилятора та корпусом капоту більш розрахункового значення ККД гвинтовентилятора суттєво зменшуються. При нульовому радіальному зазорі між лопатками гвинтовентилятора і корпусом капоту потік не має можливості перетікати поверх лопаток тому відсутня взаємодія течії при перетіканні через радіальний зазор між лопатками гвинтовентилятора, корпусом капоту і основною течією у гвинтовентиляторі.

Висновок

У дослідженні отримані нові результати щодо впливу на ККД радіального зазору між лопатками гвинтовентилятора та корпусом капоту закапотованого гвинтовентилятора, що дозволяють забезпечувати раціональне проектування закапотованого гвинтовентилятора.

Список використаних джерел:

1. Gegg S.G., Heidegger N.J., Mikkelsen R.A. Computational modeling and thermal paint verification of film-cooling designs for an unshrouded high-pressure turbine blade, in ASME, Heat Transfer; Electric Power; Industrial and Cogeneration, Indiana, USA, 1999.
2. Hewkin-Smith M., Pullan G., Grimshaw S.D., Greitzer E.M., Spakovszky Z.S. The role of tip leakage flow in spike type rotating stall inception, in: Turbomachinery Technical Conference and Exposition, Charlotte, North Carolina, USA, June 26–30, 2017.
3. Peacock. A review of turbomachinery tip gap effects: Part 2: Rotating machinery // International Journal of Heat & Fluid Flow. 1986. V. 4. P. 3–16.
4. Schulz, Gallus H.E., Lakshminarayana B. Three dimensional separated flow field in the endwall region of an annular compressor cascade in the presence of rotor-stator interaction // Journal of Turbomachinery. T. 1, 1989.

УДК 621.6.02:621.692(076-5)

**ЧИСЕЛЬНЕ МОДЕЛЮВАННЯ АЕРОДИНАМІКИ ВІДЦЕНТРОВОГО
ВЕНТИЛЯТОРА****Сергій Якимчук***Державний університет «Київський авіаційний інститут», Київ**Науковий керівник – Костянтин Капітанчук, канд. техн. наук, доц.*

Ключові слова: чисельне моделювання, CFD-аналіз, ANSYS CFD, ефективність, статичний тиск, витрата повітря, відцентровий вентилятор.

Відцентрові вентилятори широко застосовуються в системах вентиляції, кондиціонування та промислових установках завдяки їхній здатності забезпечувати високий тиск при відносно компактних розмірах. Чисельне моделювання дозволяє оцінити вплив різних конструктивних параметрів на робочі характеристики вентилятора та знайти оптимальну конфігурацію для підвищення продуктивності. [1-2]

Метою дослідження є чисельне моделювання аеродинамічних характеристик відцентрового вентилятора з подальшою оптимізацією його конструкції. Особливу увагу приділено залежності статичного тиску та ефективності від витрати повітря, що дозволяє визначити робочий діапазон вентилятора та знайти найкраще співвідношення між продуктивністю і енергоспоживанням. Розрахунок виконувався на основі класичних емпіричних співвідношень та теорії відцентрових машин. [3-5]

Форма лопаток була оптимізована для мінімізації втрат енергії та турбулентності. Лопатки мають назад загнуту форму для підвищення загального ККД вентилятора. Проектування профілю виконувалося в середовищі Ansys BladeGen. Дизайн відцентрового вентилятора надано на рис. 1.



Рис 1. Дизайн відцентрового вентилятора

Для аналізу характеристик потоку використовувалося чисельне моделювання в Ansys CFX. Для аналізу використано програмний комплекс ANSYS CFD з моделлю турбулентності $k-\omega$ SST, яка забезпечує точні розрахунки для внутрішніх турбулентних потоків. [5-7]

Висновок

У ході чисельного моделювання аеродинаміки відцентрового вентилятора було досліджено залежність статичного тиску та ефективності від витрати повітря. Статичний тиск є максимальним при низьких витратах і зменшується зі збільшенням потоку через перехід енергії в динамічний тиск. Ефективність вентилятора має характерну параболічну залежність, досягаючи максимуму в певному діапазоні витрати повітря. Чисельне моделювання підтвердило точність прогнозування характеристик вентилятора, що дозволяє оптимізувати його конструкцію та підвищити ефективність роботи вентиляційних систем.

Список використаних джерел:

1. Нагнітачі природного газу: підручник / М.С. Кулик, К.І. Капітанчук, М.П. Андріїшин. – К.: НАУ, 2022. – 228 с. URL: <https://er.nau.edu.ua/handle/NAU/55906>
2. Construction of a compressor stage blade row according to the Gas-dynamic calculation / М.Ю. Богданов, П.І. Греков, К.І. Капітанчук, І.О. Ластівка // Наукоємні технології. – 2012. – №1(13). – С. 5-8. DOI: [10.18372/2310-5461.13.5009](https://doi.org/10.18372/2310-5461.13.5009)
3. Identification of unsteady effects in the flow through a centrifugal fan using CFD/CAA methods / Pritz, B., Probst, M., Wiśniewski, P., Dykas, S., Majkut, M., & Smółka, K. // Archives of Thermodynamics, 2021. URL: <https://journals.pan.pl/dlibra/publication/139657/edition/122212/content>
4. Design and experimental research of a centrifugal fan with backward-curved blades / Kapitanchuk, K. I., Andriyishyn, M. P., Yakymchuk, S. A. // XI Всесвітній конгрес «Авіація в XXI столітті – Безпека в авіації та космічні технології», 25-27 вересня 2024 року, м. Київ - 2024. URL: <http://congress.nau.edu.ua/2024/materialy-kongresu/>
5. Menter, P. SST $k-\omega$ Model - CFD Online. Computational Fluid Dynamics Resource, 2021. URL: https://www.cfd-online.com/Wiki/SST_k-omega_model

6. Modelling vibrations of blades gas compressors in non-stationary flow / Yakymchuk, S. A. // VII International Scientific-Practical Conference. Information Technologies for Education, Science and Technics. 2024.

7. Вимірювальний стенд для визначення аеродинамічних характеристик вентиляторів відповідно до стандарту ANSI/AMCA 210-07 / М.П. Андріішин, К.І. Капітанчук, С.А. Якимчук // XXIV Міжнар. наук.-тех. конф. АС ПГП "Промислова гідравліка і пневматика", 19-20 грудня 2024 року, м. Київ.: матеріали конференції. – Вінниця: «ГЛОБУС–ПРЕС». – 2025. URL: <https://km.kpi.ua/nauka/konferentsiyi/x>

УДК 621.6.02:621.692(076-5)

ЧИСЕЛЬНИЙ АНАЛІЗ ХАРАКТЕРИСТИК РОБОТИ НАГНІТАЧІВ ПРИ ТРАНСПОРТУВАННІ ГАЗО-ВОДНЕВОЇ СУМІШІ

Дмитро Шклярчук

Державний університет «Київський авіаційний інститут», Київ

Науковий керівник – Костянтин Капітанчук, канд. техн. наук, доц.

Ключові слова: чисельне моделювання, CFD-аналіз, ANSYS Fluent, нагнітач, газо-воднева суміш.

Використання існуючих компресорних станцій газотранспортної системи України для транспортування газо-водневої суміші є перспективним рішенням для переходу на екологічно чисті джерела енергії. Аналіз сучасних досліджень [1-3] показує, що при зростанні концентрації водню понад 10 % виникають суттєві зміни в характеристиках нагнітачів, що потребує детальнішого дослідження.

Метою роботи є чисельне дослідження впливу концентрації водню на робочі параметри нагнітача із застосуванням CFD-моделювання.

Для аналізу використано програмний комплекс ANSYS Fluent з моделлю турбулентності $k-\omega$ SST, яка забезпечує точні розрахунки для внутрішніх турбулентних потоків [4-5]. Геометрична модель компресора була побудована як прямокутний канал (300×40 мм). Проведено розрахунки для концентрації водню 0...30 %. За результатами чисельного моделювання в ANSYS Fluent встановлено вплив концентрації водню в газовій суміші на робочі характеристики компресора.

Графік збіжності CFD-розрахунків, представлений на рис.1, демонструє високу точність та надійність отриманих результатів, оскільки всі залишки стабілізувалися до 1000 ітерацій.

На рис. 2 представлено розподіл поля швидкості в моделі каналу компресора. Як видно, максимальні значення швидкості зосереджені на вході, поступово знижуючись уздовж проточної частини, що відповідає очікуваному фізичним явищам при проходженні газо-водневої суміші через нагнітач.

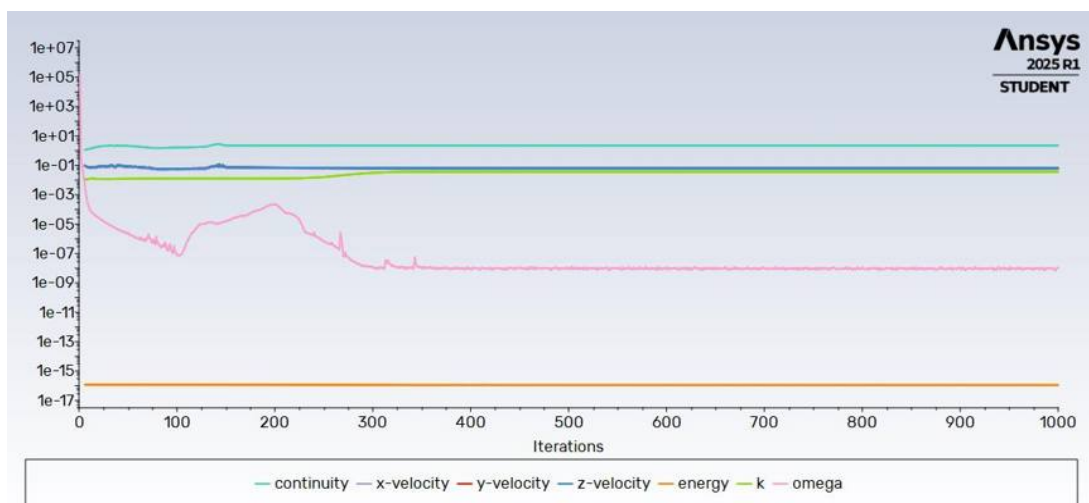


Рис.1. Графік збіжності CFD-розрахунків (Residuals)

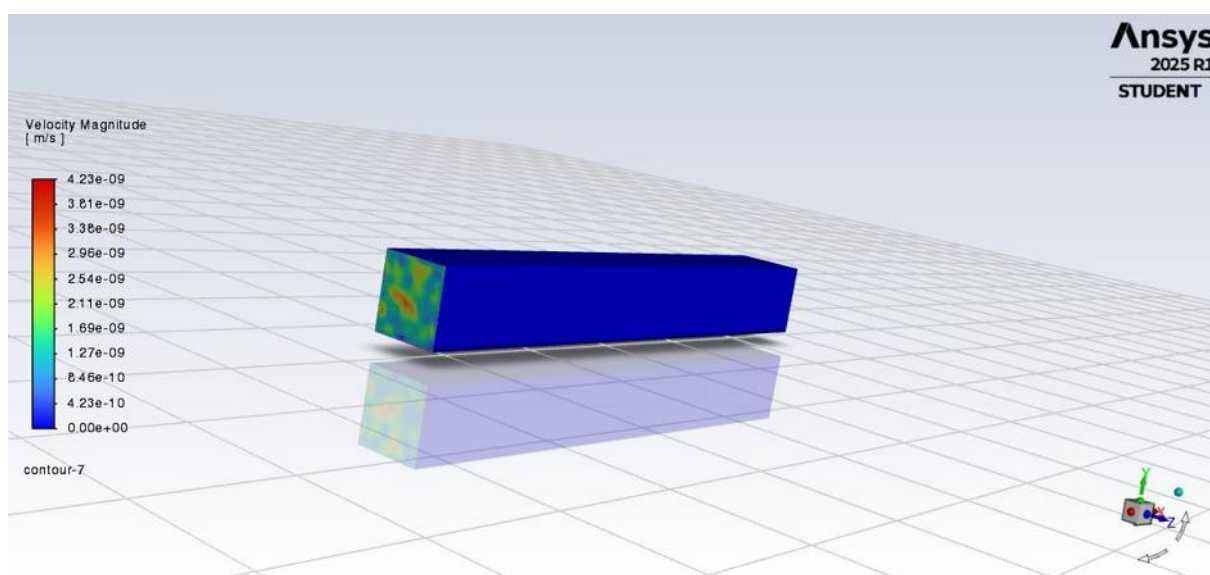


Рис. 2. Розподіл швидкостей потоку в каналі нагнітача

Висновок

Виявлено, що при збільшенні концентрації водню до 30% аеродинамічні характеристики нагнітача істотно змінюються. Отримані залежності дають можливість розробити рекомендації щодо адаптації компресорних станцій газотранспортної системи України до транспортування газо-водневих сумішей.

Список використаних джерел:

1. Нагнітачі природного газу: підручник / М.С. Кулик, К.І. Капітанчук, М.П. Андрійшин. – К.: НАУ, 2022. – 228 с. URL: <https://er.nau.edu.ua/handle/NAU/55906>
2. Трубопровідний транспорт газу: підруч. / О.М. Сусак, В.К. Касперович, М.П. Андрійшин. – Івано-Франківськ: ІФНТУНГ. – 2013. – 345 с. URL: <https://er.nau.edu.ua/handle/NAU/41213>

3. Дослідження впливу газо-водневої суміші на газотермодинамічні параметри роботи газоперекачувального агрегату компресорної станції / М.П. Андріїшин, К.І. Капітанчук, Н.М. Андріїшин // 29 Apr 2023 – Sciences & Technologie, 57 (1). Related articles. DOI: 10.18372/2310-5461.57.17447

4. Martinez, A., Lopez, S. Validation of the Hydraulic Turbine OpenFOAM Library for a High-Pressure Centrifugal Compressor. ASME Digital Collection – Pipeline Compressors, 2022. URL: https://www.researchgate.net/publication/380198209_VALIDATION_OF_THE_HYDRAULIC_TURBINE_OPENFOAM_LIBRARY_FOR_A_HIGH-PRESSURE_CENTRIFUGAL_COMPRESSOR

5. Grigoriev, D. Computational Analysis of Centrifugal Compressors for Hydrogen Blending. Sumy State University, 2023. URL: https://essuir.sumdu.edu.ua/bitstream/123456789/97725/1/Grigoriev_master_thesis.pdf%20

УДК 629.7.035.35.37

ВЕРИФІКАЦІЯ МОДЕЛІ ДОСЛІДЖЕННЯ ХАРАКТЕРИСТИК ГВИНТОВЕНТИЛЯТОРА

Антон Кошель

Акціонерне товариство «Івченко-Прогрес», Запоріжжя

Науковий керівник - Лариса Волянська, к.т.н., доцент

Ключові слова: гвинтовентилятор, моделювання, коефіцієнт тяги, коефіцієнт потужності, число М, коефіцієнт швидкості, характеристики, домен.

Відомо [1, 2], що гвинтовентилятори є більш ефективними ніж повітряні гвинти і ця особливість гвинтовентиляторів обумовлює їх застосування і удосконалення. Для дослідження характеристик гвинтовентиляторів широко використовуються CFD методи моделювання, що є більш економічними ніж фізичні експериментальні дослідження. Разом з тим, при застосуванні чисельних методів математичного моделювання виникає необхідність детальної верифікації моделі і її основних параметрів [3]. Одним з важливих параметрів моделі є розмір простору навколо гвинтовентилятора.

Метою дослідження є вибір і обґрунтування розмірів простору навколо розрахункової геометричної моделі гвинтовентилятора шляхом порівняння характеристик гвинтовентиляторів при високих дозвукових швидкостях польоту літального апарату.

Об'єктом дослідження є залежності коефіцієнта тяги від коефіцієнта потужності восьмилопатевого однорядного високонавантаженого гвинтовентилятора SR-7L, що розроблений Hamilton Standard за програмою Large Scale Advanced Propfan. Для дослідження

характеристик гвинтовентилятора SR-7L створено 3D моделі лопатей, обтічника, що обертається та елемента мотогондоли, за описами та графічною інформацією NASA [4].

Методом дослідження є числове 3D чисельне моделювання сектору простору навколо лопаті гвинтовентилятора в програмному комплексі ANSYS CFX. Для розрахунків побудовано гексаедральну сітку в програмному комплексі ICEM CFD, при моделюванні використано модель турбулентності SST з моделюванням ламінарно-турбулентного переходу. Для проведення дослідження побудовано 3 розрахункові простори навколо твердотільної моделі гвинтовентилятора, що наведено на рис. 1.

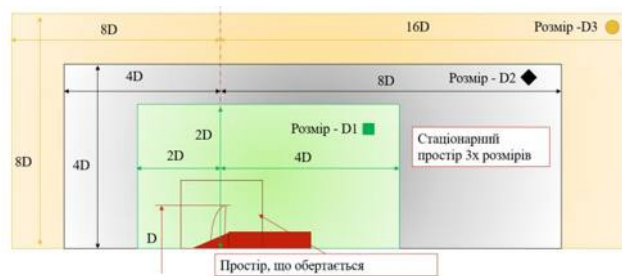


Рис. 1. Схема розрахункових просторів (доменів)

Розрахунковий простір будується в долях максимального діаметру гвинтовентилятора: простір 1 – $2D \times 2D \times 4D$ (перед гвинтовентилятором x в радіальному напрямку x позаду гвинтовентилятора), простір 2 – $4D \times 4D \times 8D$, простір 3 – $8D \times 8D \times 16D$.

За результатами математичного моделювання об'єкту дослідження при трьох розрахункових просторах на визначених числах M і коефіцієнтах швидкості - λ , отримані характеристики гвинтовентилятора у вигляді залежностей коефіцієнта тяги - α від коефіцієнта потужності - β . Отримані характеристики порівняно з відомими експериментальними і розрахунковими характеристиками аналогічного об'єкту дослідження при однакових зовнішніх умовах [4,5], що наведені на рис. 2.

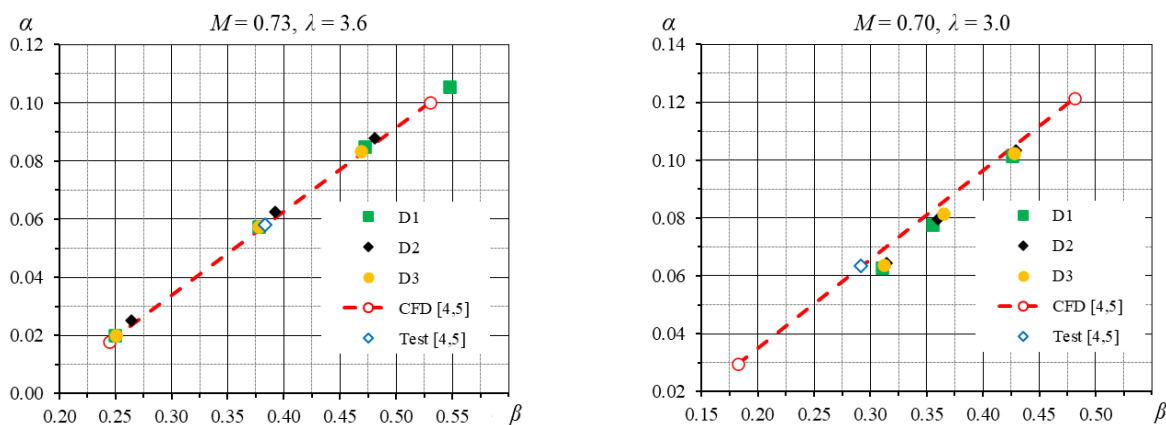


Рис. 2. Залежності коефіцієнта тяги α від коефіцієнту потужності β

Аналіз залежностей (див. рис.2) показує, що достатнім для проведення моделювання є простір домену D2.

Висновок

Отримані результати щодо вибору і обґрунтуванню розмірів простору навколо розрахункової геометричної моделі гвинтовентилятора дозволяють проводити математичне моделювання характеристик високошвидкісних гвинтовентиляторів в широкому діапазоні геометричних параметрів їх лопатей.

Список використаних джерел:

1. Filippone A. Historical development of the coaxial contra-rotating propeller. The Aeronautical Journal, <https://doi.org/10.1017/aer.2022.92>.
2. Dorsey A. et al, Design Space Exploration of Future Open Rotor Configurations, <https://www.researchgate.net/publication/343702389>.
3. Van Dyke M. An Album of Fluid Motion — 1982. - 176 p.
4. DeGeorge C.L. Large scale advanced prop.fan (LAP) final report (NASA-CR-182112).
5. William A. Campbell et al Large scale advanced prop-fan (LAP) high speed wind tunnel test report (NASA CR 182125).

УДК 621.762.07

АСПЕКТИ ВПРОВАДЖЕННЯ 3D-ТЕХНОЛОГІЙ ДЛЯ ВИГОТОВЛЕННЯ ДЕТАЛЕЙ АВІАДВИГУНІВ

Дмитро Куц¹, Володимир Єфанов², Олександр Завгородній³, Микола Пясецький²

1 - Акціонерне товариство «Мотор Січ», Запоріжжя

2 - Український державний університет науки і технологій, Дніпро

3 - Національний університет "Запорізька політехніка", Запоріжжя

Науковий керівник – Володимир Єфанов, PhD, ст. наук.співр.

Ключові слова: адитивна технологія, газотурбінний двигун, авіація, гарячий тракт, комп'ютерна модель, 3D-друк, порошкова композиція

Вступ. Відомо, що адитивні технології мають суттєві переваги перед традиційними, особливо, для авіаційної техніки, коли необхідно швидко вирішити питання заміни ушкоджених деталей під час міжексплуатаційного ремонту або виготовленні нових двигунів, для малоресурсних літальних апаратів. Вирощування деталей за 3D-технологією має високу ефективність для деталей складної форми, з внутрішніми порожнинами, криволінійними поверхнями та комбінації декількох деталей в одній (наприклад, моноколесо замість лопаток та диску). Все це значно підвищує коефіцієнт використання металу та скорочує час на виготовлення деталей та вузлів [1].

Насьогодні на підприємстві АТ «Мотор Січ» (Запоріжжя, Україна) активно впроваджується адитивні технології виробництва деталей для перспективних літакових та вертолітних газотурбінних двигунів (ГТД). Так, вже проведені розрахунково-конструкторські

та технологічні напрацювання з виготовлення деталей гарячого тракту (850-1200°C) та деталей, що працюють за температур, нижчих за 200°C.

Останні розробки та практичні результати на підприємстві отримані для деталей, виготовлених із металевих порошкових композицій (МПК) адитивним методом – лазерним 3D-друком за комп'ютерною моделлю. Ця технологія, у поєднанні з газостатичним пресуванням (ГПП) та новими досягненнями в області технологій нанесення покриттів здатна забезпечити, як дослідне, так і серійне виготовлення статорних деталей авіаційних ГТД із потрібним рівнем фізико-механічних властивостей.

Важливою перевагою від застосування адитивних технологій є можливість отримання недосяжних раніше конструкцій складних геометричних форм шляхом поєднання кількох деталей, зниження маси деталей, мінімізація механічної обробки, витрат матеріалу [2]. Все це сприяло інтенсифікації науково-дослідної діяльності зі створення нових вітчизняних порошкових матеріалів, виготовлення дослідних та серійних партій порошків. Залежно від призначення деталі у складі авіаційних ГТД, необхідно розробляти спеціальні технології адитивного виробництва із виділенням окремих технологічних особливостей для відповідальних деталей. На даний момент для розробки нових технологічних маршрутів необхідно узагальнити наявний досвід робіт у галузі адитивних технологій, створити базу даних за властивостями порошків та в рамках спільних досліджень розпочати випробування властивостей в обсязі, необхідному для паспортизації відповідно до загальноприйнятих в авіаційній галузі норм міцності. Окрім того існує необхідність скорочення часу і витрат порошку на етапах відпрацювання процесу адитивного синтезування деталей.

Мета даної роботи полягала у висвітленні кола питань, що супроводжують впровадження нової адитивної технології у серійне виробництво авіаційних газотурбінних двигунів (ГТД), визначити перспективні для розробок у сфері 3D-друку деталі та вузли ГТД.

Матеріали і методи. Аналіз проблематики виконано на основі даних публікацій світових досягнень та досвіду підприємства АТ «Мотор Січ» в сфері впровадження адитивних технологій.

Результати. Технологічні параметри побудови, а також геометрія одержуваних заготовок однієї і тієї ж кінцевої деталі може значно відрізнятися в залежності від обладнання, що використовується, не враховуючи технології їх вирощування. Для цього комп'ютерне моделювання процесу синтезування дозволяє отримувати передбачуваний результат із мінімальним числом пробних друків деталей-зразків та випробувань деталі на стенді з повною імітацією експлуатаційних навантажень авіадвигуна.

Для реалізації описаних вище розробок на сьогоднішній день існують достатньо програмних продуктів [3], що дозволяють моделювати процес побудови деталей (Simufact additive, Amhyon, ESI additive, модулі в ANSYS, NX і т.д.). З метою отримання кінцевого результату науково-дослідної діяльності та прискорення процесу впровадження адитивних деталей у конструкції авіаційних ГТД, необхідно включати у дослідно-конструкторські розробки (НДДКР) комп'ютерне моделювання процесу вирощування. Підсумком робіт стають оптимізовані під наявне обладнання продукти, здатні і до швидкої адаптації та випуску на підприємствах.

Виходячи зі світових тенденцій розвитку в галузі адитивного виробництва, необхідно активізувати пошукову дослідницьку діяльність в таких напрямках: дисперсно-зміцнені композиційні матеріали; алюмініди титану; керамічні матеріали; матеріали із програмуємими властивостями.

Для комп'ютерного проектування таких роторних деталей як турбінні лопатки та робочі колеса конструкції «бліск» та «блінг» на АТ «Мотор Січ» спільно з Інститутом електрозварювання ім. Є.О. Патона НАН України розроблено погоджену програму. Програма включала оцінку конструкційної міцності деталей авіаційних ГТД та якості матеріалів і методів випробування зразків та деталей, виготовлених із нових матеріалів за технологією селективного лазерного сплавлення (SLS).

Висновок

Впровадження адитивних технологій на даному етапі має бути спрямоване на виготовлення статорних складнопрофільних деталей двигуна. Для цього, по-перше, необхідно налагодити випуск вітчизняних порошків із жароміцних авіаційних сплавів, якість яких відповідає вимогам адитивного виробництва. По-друге, необхідно активізувати дослідження в галузі розробки нових класів матеріалів для адитивного синтезу, з широким інтервалом кристалізації. До того ж, доцільно включати до програм НДДКР з адитивних технологій комп'ютерне моделювання процесів синтезу – з урахуванням характеристик конкретного обладнання та геометрії деталей. Також необхідна розробка програми з оцінки конструкційної міцності елементів, консолідованих із порошків, та дозволу до експлуатації деталей, отриманих адитивними методами. Всі ці аспекти наразі впроваджуються на вітчизняному авіадвигунобудівному підприємстві під науковим супроводом науково-дослідних інститутів.

Список використаних джерел:

1. Singamneni S., Lv Y., Hewitt A., Chalk R., Thomas W., Jordison D. (2019). Additive Manufacturing for the Aircraft Industry: A Review. Journal of Aeronautics & Aerospace Engineering, 08(01)/215. DOI: <https://doi.org/10.35248/2168-9792.19.8.215>
2. Gisario A., Kazarian M., Martina F., Mehrpouya M. (2019). Metal additive manufacturing in the

commercial aviation industry: A review. Journal of Manufacturing Systems, 53 : 124-149. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.jmsy.2019.08.005>

3. Zhao, L. Application of Virtual Surgical Planning with Computer Assisted Design and Manufacturing Technology to Cranio-Maxillofacial Surgery / L. Zhao, P. K. Patel, M. Cohen // Archives of Plastic Surgery. – 2012. – Vol. 39, № 4. – P. 309–316. <https://doi.org/10.5999/aps.2012.39.4.309>

УДК 621.452

БУДОВА СУЧАСНИХ СИСТЕМ КЕРУВАННЯ ТА КОНТРОЛЮ АВІАЦІЙНИХ ДВИГУНІВ

Євгеній Пасічниченко

Державний університет «Київський авіаційний інститут», Київ

Науковий керівник – Сергій Єнчев, д.т.н., проф.

Ключові слова: авіаційний двигун, система керування, контроль роботи авіаційного двигуна

Вступ. Сучасні авіаційні двигуни (АД) є складними комплексними технічними пристроями, які відрізняються різноманіттям фізичних процесів, що протікають в них і характеризуються багатовимірністю, багатозв'язковістю, нелінійністю, нестационарністю робочих процесів, істотним впливом режимів роботи і зовнішніх умов на характеристики їх функціонування [1]. Ці умови безпосередньо впливають на роботу АД, його конструктивних вузлів і функціональних агрегатів.

Матеріали та методи. Типова будова сучасної САК АД складається з наступних блоків (рис. 1) [1]: основний та резервний канали керування; датчики електронної частини основного та резервного регулятора; блок комутації; автономний генератор; агрегат керування механізацією двигуна; агрегат захисту двигуна від досягнення граничних параметрів; виконавчі механізми.



Рис. 1. Структура сучасної САК АД

Важливим напрямом вдосконалення-архітектури САУ АД є поєднання функцій керування та контролю двигуна в одному агрегаті, що дозволяє значно скоротити кількість блоків та датчиків, забезпечити зниження ваги, підвищити надійність та експлуатаційну технологічність [2]. Перспективним напрямом вдосконалення архітектури САУ ВМД стала розробка базової концепції FADEC, яка є цифровою системою керування двигуном з повною відповідальністю. Ідея цієї концепції полягає у використанні двоканального електронного керуючого модуля, гідромеханічного модуля та датчиків для підтримки оптимальних характеристик роботи авіадвигуна з мінімальною витратою палива.

Сучасною тенденцією розвитку САК АД та її елементів є застосування інтелектуальних технологій для вирішення завдань контролю, діагностики та керування АД (рис.2).

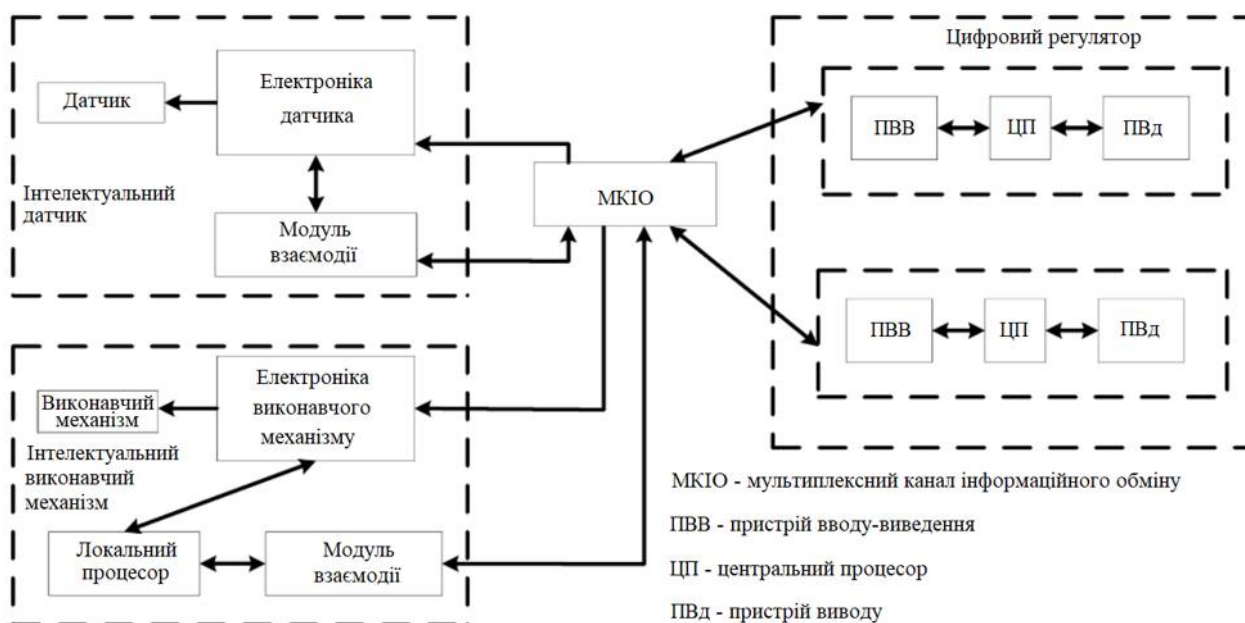


Рис. 2. Схема САК АД типу FADEC

Застосування інтелектуальних технологій при проектуванні САУ дозволить створити так званий "інтелектуальний двигун", стосовно якого функції управління, контролю та діагностики також будуть виконуватися за допомогою алгоритмів інтелектуальних технологій обробки даних.

Висновок

Отже застосування інтелектуальних технологій сьогодні вважається магістральним напрямом підвищення ефективності процесів керування, контролю та діагностики АД на базі архітектури САК АД з використанням концепції FADEC, тому дослідження питань теорії та практики побудови таких систем є актуальним.

Список використаних джерел:

1. Єнчев С.В. Синтез інтелектуальних систем керування авіаційними газотурбінними двигунами. Дис. на здобуття наук. ст. докт. техн. наук. – Київ : НАУ. – 326 с.
2. Захарченко В.П. Методи та засоби резервування авіоніки / В.П. Захарченко, С.В. Єнчев, С.С. Ільєнко та ін. // монографія. – К.: НАУ, 2020. – 276 с.

УДК 533.6.011.5

**ОЦІНКА ВПЛИВУ ПРИМЕЖОВОГО ШАРУ НА ФОРМУВАННЯ ПОВЕРХНІ
ГАЛЬМУВАННЯ НАДЗВУКОВОЇ ЧАСТИНИ ВХІДНОГО ПРИСТРОЮ
СИЛОВИХ УСТАНОВОК ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ****Артем Хорохордін***Державний університет «Київський авіаційний інститут», м. Київ**Науковий керівник – Юрій Терещенко, д.т.н., доцент*

Ключові слова: поверхня гальмування, вхідний пристрій, примежовий шар, коефіцієнт відновлення повного тиску

Розвиток літальних апаратів, що здійснюють політ у атмосфері зі швидкостями, що значно перевищують швидкість звуку, створило ряд науково-технічних проблем, а саме [1]: визначення аеротермогазодинамічних характеристик надзвукового потоку та їх верифікація; тепловий захист конструкції літальних апаратів від аеродинамічного нагріву і їх міцність; розробка обчислювальних моделей для чисельного моделювання, що дозволяють проводити розрахунки параметрів обтікання надзвуковим потоком елементів літальних апаратів складних геометричних форм.

Надзвукові течії характеризуються інтенсивними стрибками ущільнення, високою ентальпією, значним примежовим шаром, хімічними реакціями робочого тіла, турбулентністю, взаємодією стрибків ущільнення з примежовим шаром та безліч інших теплофізичних взаємодій. Тому такі складні потоки є серйозним викликом для аналізу та математичного моделювання [2]. Саме тому, дослідження впливу примежового шару і його взаємодія з косими стрибками ущільнення, на формування поверхні гальмування надзвукової частини вхідного пристрою є актуальним науково-прикладним завданням.

Метою дослідження є оцінка впливу примежового шару на формування поверхні гальмування в надзвуковій частині вхідного пристрою. Для досягнення мети, що визначено, проведено математичне моделювання течії у надзвуковій частині вхідного пристрою в середовищі ANSYS CFX. Геометрична модель каналу побудована з використанням методики [3] в середовищі ANSYS Geometry. Параметри

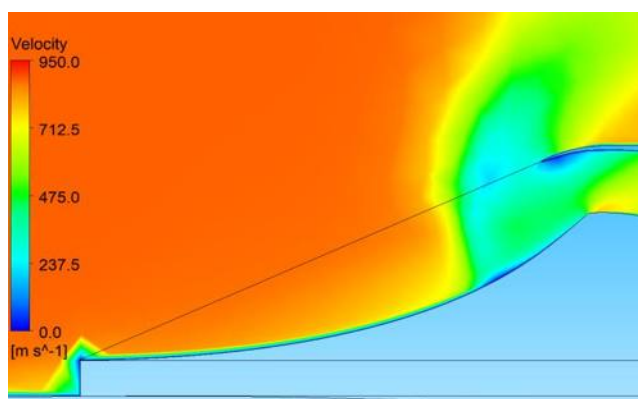


Рис. 1. Візуалізація течії у надзвуковому вхідному пристрої зовнішнього стиснення

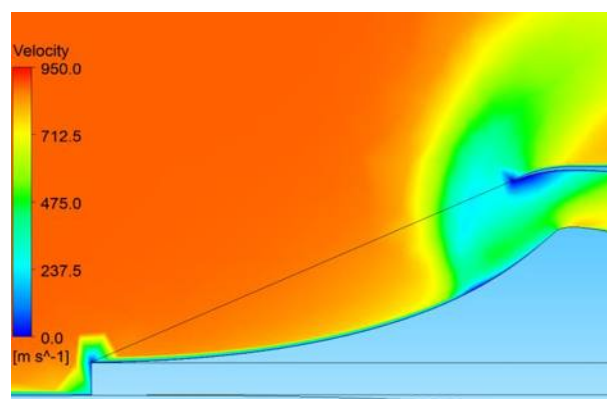


Рис. 2. Візуалізація течії у надзвуковому вхідному пристрої зовнішнього стиснення з відхиленою поверхнею гальмування

течії в перерізах каналу визначалися шляхом рішення рівнянь Нав'є-Стокса з використанням двошарової моделі турбулентності Флоріана Ментера (Florian Menter) SST [4]. Використана адаптивна тетраедраїчна кінцево-елементна сітка з урахуванням примежового шару, загальна кількість елементів – 42,7 млн., що побудовано в середовищі ANSYS Mesh.

Візуалізація течії біля квазіізоентропійної поверхні гальмування при $M=2,6$ наведено на рис. 1. На рис. 2 показано візуалізацію течії біля квазіізоентропійної поверхні гальмування, що відхилена на товщину витіснення примежового шару.

Висновок

У дослідженні отримані нові результати щодо впливу примежового шару на формування поверхні гальмування, що дозволяє оцінити зміну коефіцієнту відновлення повного тиску при відхиленні поверхні гальмування.

Список використаних джерел:

1. Тимошенко, В.І. (2017). Комп'ютерне моделювання аеротермогазодинамічних процесів у технічних об'єктах (ракетно-космічна техніка, енергетика, металургія). Вісник НАН України, 3, 24-37. <https://doi.org/10.15407/visn2017.03.024>.
2. Хорохордін А.О., Мітрахович М.М. Методологічні аспекти дослідження квазіізоентропійного стиснення повітря в плоскому надзвуковому вхідному пристрої силової установки з ГТД / *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. 2024. No. 4 спецвипуск 1 (197). С. 18-24. DOI: 10.32620/aktt.2024.4sup1.03.
3. Menter, F. R. Two-equation eddy-viscosity turbulence model to engineer in applications [Text] / F. R. Menter // AIAAJ, 1994.

УДК 629.7.035.7

ТАНДЕМНИЙ ВЕНТИЛЯТОР З ОБ'ЄДНУЮЧОЮ ТОРОЇДАЛЬНО-СПРАЛЬНОЮ ЗАКІНЦІВКОЮ ЛОПАТЕЙ

Іван Бабічев, Павло Кірчу, Федір Кірчу

Державний університет «Київський авіаційний інститут», м. Київ

Науковий керівник – Лариса Волянська, к.т.н., доц.

Ключові слова: вентилятор, шум, лопать, закінцівка, БПЛА

Безпілотні літальні апарати (БПЛА) в останні роки стають усе більш затребуваними як у цивільних, так і у військових застосуваннях. Серед різноманітних конфігурацій силових установок транспортних засобів гвинтокрилі апарати з вертикальними злітно-посадковими можливостями стають усе більш привабливими. Тому вентилятори у таких силових установках використовуються найчастіше, особливо каналні (закапотовані) [1, 2].

Загальноновизнаний факт того, що тяга каналного вентилятора зменшується зі зменшенням висоти (ефект землі). Тяга каналу зменшується, а тяга лопатей-збільшується. В роботі [3] показано, що

тяга лопатей збільшується на 28%, а тяга каналу зменшується на 41,1% (висота $0,5D$), що призводить до зменшення загальної тяги на 12,5%. Тобто у будь-якому випадку ефективність каналного вентилятора зменшується в зоні впливу землі (при висотах $h=0,5\div 0,75 D$).

У порівнянні із ізольованим (відкритим) вентилятором наявність каналу (повітропроводу) може істотно послабити стискування сліду вентилятора і дає можливість літати ефективно з високою безпекою, компактною структурою і низьким рівнем шуму [4].

Однак, виходячи з того, що можливості каналних вентиляторів практично вичерпані, особливо з точки зору швидкісних характеристик, багато хто з дослідників починає звертати увагу на інші конструкції, зокрема на тандемні вентилятори (гвинти), які знайшли свою нішу, зокрема, в морських русіях.



Рис.1.Тандемний вентилятор з об'єднуючою тороїдально - спіральною закінцівкою лопатей

Застосування тандемних лопатей ротора дозволяє на фоні значного зростання тяги (до 40% у порівнянні з однорядними лопатями) зберегти масові, геометричні характеристики із збереженням задовільного рівня шуму та технологічності виготовлення. Особливо це стосується класичних тандемних гвинтів з тороїдально-спіральною закінцівкою (рис.1), що значно зменшує кінцеві втрати за рахунок об'єднання двох потужних вихорів на кінцях лопатей в один низької інтенсивності. Якщо такий вентилятор розташовується в каналі,

то тяга каналу, як і загальна тяга, значно зростає за рахунок «косого» обдуву стінок каналу з високою швидкістю. Шум при цьому зменшується за рахунок перерозподілу спектру звукових частот в бік високочастотних коливань з меншою амплітудою (інтенсивністю).

При роботі тандемного вентилятора з об'єднуючою тороїдально-спіральною закінцівкою лопатей в обмеженому просторі перш за все необхідно звернути увагу на те, що вплив стелі для тандемних відкритих вентиляторів, на відміну від каналних вентиляторів, більший за рахунок бокового надходження повітря в міжлопатевий простір, яке має значний вплив на низьких частотах обертання ротора (до 4000 об/хв).

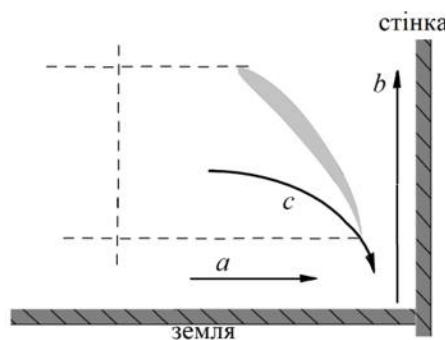


Рис.2. Формування вихідного повітряного потоку

Ефект землі (рис.2) обмежує вихідний потік літального апарата з каналним вентилятором, змушуючи потік розвертатися поперечно з утворенням небажаних наземних вихорів. Для тандемних вентиляторів ефект землі менш яскраво виражений і досягає максимуму в районі $h=0,25\div 0,35D$. Тобто в цьому районі тяга вентилятора і крутний момент досягають мінімуму.

Це пояснюється впливом «косого» витoku потоку з області закінцівок, що розширює конусність потоку, «висмоктує» повітря із зони високого тиску в центрі обертального диска в зону низького тиску на периферії лопатей.

Особливо яскраво цей ефект проявляється в пристінковій зоні для високообертового ротора ($n > 4000$ об/хв). Керованість (як і зменшення темпу падіння тяги) в умовах роботи при спільному впливі землі і стінки більша за рахунок взаємодії радіального потоку вздовж стінки та поперечного потоку під площиною обертання вентилятора і “косої” завіси від тороїдально-спіральної закінцівки, яка діє під кутом закрутки на вихідний потік. При цьому зменшується приземне вихороутворювання і зберігається структура потоку. Відмінність характеру роботи тягового тандемного вентилятора в умовах землі і польотному режимі полягає в різному характері обтікання лопаток і втулки вентилятора. При роботі вентилятора з тандемними лопатями на злітному режимі (висота $H=0$ м, швидкість польоту $V=0$ м/с), спостерігається зниження осьової тяги та утворення інтенсивного конічного вихору за вентилятором (рис. 3).

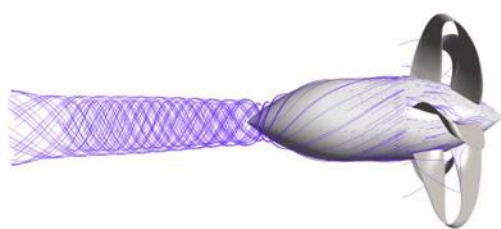


Рис.3. Структура втулкового вихору на злітному режимі

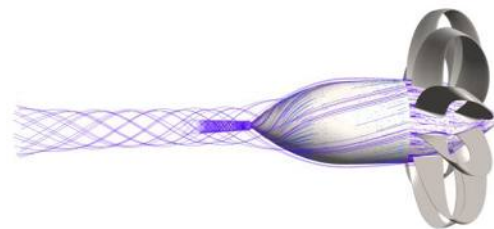


Рис.4. Структура втулкового вихору на крейсерському режимі

крейсерському режимі, втулковий вихор має значно меншу інтенсивність (рис. 4), скручування потоку за вентилятором незначне. Загальне зниження розрахункової тяги суттєво менше, ніж в умовах на режимі зльоту.

Такий характер течії обумовлений насамперед тим, що тандемні лопаті можуть забезпечити значно більші повороти потоку ніж класичні лопаті. Кут повороту потоку на режимі зльоту ($V=0$ м/с) майже в два рази більше в порівнянні з класичними однорядними лопатями, які мають ті ж самі геометричні характеристики (кути входу і виходу потоку, хорда лопаті, діаметри та відносний крок лопатей). Однак витрачена робота не перетворюється повністю в осьову тягу. Для повної реалізації потенціалу тандемних лопатей необхідно застосовувати спрямляючі лопаті [4].

Висновки

Змінюючи взаємне розташування рядів вентилятора, профілювання закінцівок можна отримати модельний ряд тандемних вентиляторів для широкого спектра застосування, включаючи тягучі гвинти високо швидкісних БПЛА, а також морських суден.

Зі збільшенням кількості лопатей (і швидкості обертання ротора) тороїдальний стан потоку стабілізується і система стає більш стійкою. При цьому вихідний потік вентилятора набуває також стійкої характерної циліндричної форми. Окрім того скручує потік закінцівки в тугий джгут, забезпечуючи стійкість БПЛА практично у всіх умовах польоту, особливо при боковому вітрі.

Список використаних джерел:

1. Gao, Y.; Xu, Y. The Overall Design of Variable Diameter Ducted Fan in the Aircraft. *Aerospace* **2022**, *9*, 387. <https://doi.org/10.3390/aerospace9070387>
2. <https://hightech.plus/2023/02/01/razrabotannie-v-mit-vinti-novoi-formi-delayut-lyuboi-dron-pochti-besshumnim>
3. Luo, Y., He, Y., Xu, B. *et al.* Numerical simulation and analysis of a ducted-fan drone hovering in confined environments. *Adv. Aerodyn.* **6**, 18 (2024). doi.org/10.1186/s42774-024-00179-z
4. [Safran outlines goals for EU-backed open-fan research project | News | Flight Global](#)
5. Kulyk, M., Kirchu, F., Hussein, H. (2019). The numerical CFD investigation of hub losses of pushing air propellers with tandem joined blades of small sized unmanned aerial vehicles. *Technology Audit and Production Reserves*, *1*(1(51)), 11–17. doi.org/10.15587/2312-8372.2020.198084

УДК 629.06**ПРОЕКТУВАННЯ ТА ВИГОТОВЛЕННЯ МІНІ ТРД****Юрій Крамаревич***Державний університет «Київський авіаційний інститут», Київ**Науковий керівник – Валерій Ратинський, к.т.н., доцент*

Ключові слова: турбореактивний двигун, ТРД, відцентровий компресор, FADEC

Останнім часом зростає інтерес до радіокерованих моделей літаків. Ентузіасти з усього світу виготовляють копії справжніх літаків, а також створюють власні проекти літальних апаратів. Окремі країни створюють федерації авіамodelьного спорту, видають друковані видання з матеріалами щодо останніх досягнень в модельній авіації. Влаштовується змагання в різних категоріях.

Така діяльність сприяє не тільки залученню молоді та ентузіастів до авіації але й випробування нових матеріалів і конструкторських рішень.

Метою дослідження є створення міні турбореактивного двигуна та проведення на його основі практичних досліджень термо та газодинамічних розрахунків, а також налаштування роботи електронної системи управління.

Крім того забезпечення моделістів турбореактивними двигунами та їх сервісним обслуговуванням буде сприяти розвитку і популяризації авіамodelювання в Україні в класі jet.

За допомогою загального методу теоретичних досліджень проведено розрахунок залежності тиску (p) та масової витрати повітря (q) від обертів (n) відцентрового компресора (рис. 1)

Для проведення досліджень створено випробувальний стенд на базі розробленого ТРД та вимірювальної системи яка вимірює тиск та температуру (рис. 2) в 8-х точках (1-перед компресором, 2-після компресора, 3-на початку камери згорання, 4-перед турбіною, 5-після турбіни, 6-на виході з сопла, 7-за соплом, 8- за двигуном) та обертів.

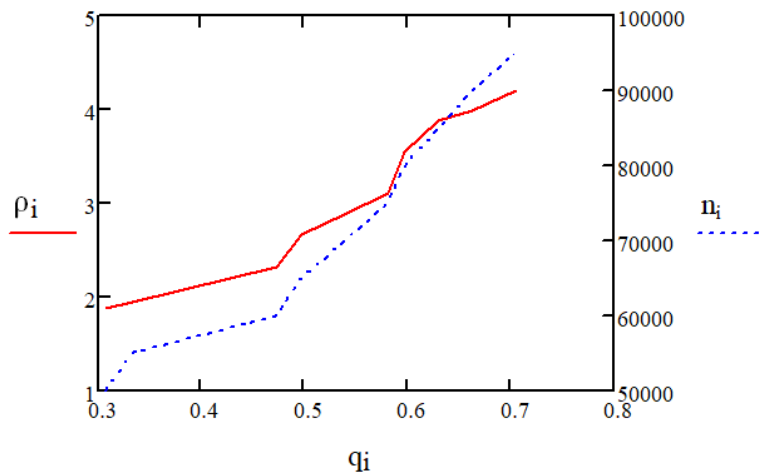


Рис. 1. Характеристика відцентрового компресора

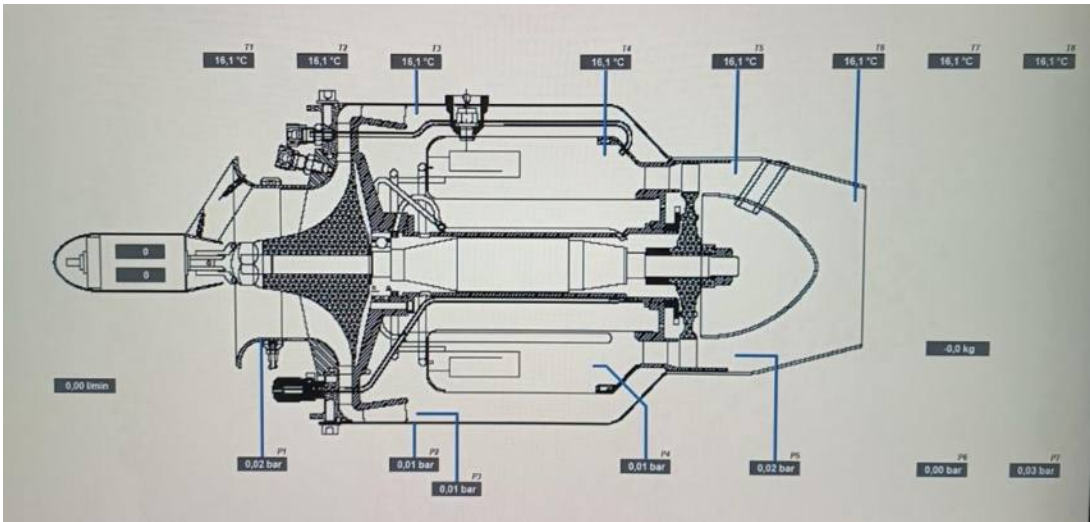


Рис. 2. Точки вимірювання параметрів робочого процесу на випробувальному стенді

Проведено налаштування FADEC (англ. Full Authority Digital Engine Control system,) — система автоматизованого керування параметрами впорскування палива і запалювання в роботі двигуна для підтримки оптимальних характеристик роботи (мал. 3)



Рис. 3. Схема електронно-цифрової системи управління двигуном

В результаті:

- проаналізовано підходи які використовуються для створення міні турбореактивних двигунів;
- здійснені базові термо і газодинамічні розрахунки для обраної конструкції;
- відпрацьовано технологічні процеси, розроблені форми, та оснастка для виготовлення деталей;
- виготовлено, зібрано і відбалансовано двигун;
- проведено вогневі випробування;

Висновки

За короткий час створено міні турбореактивний двигун на базі якого підтверджено теоретичні дослідження термо і газодинаміки на практиці. Виготовлено випробувальні стенди для зняття характеристик роботи двигуна та паливної системи, які можна використати для перевірки наукових експериментів на різних моделях аналогічних двигунів.

Окремою перевагою є зменшення часу ітерацій необхідних для перевірки кількох варіантів розрахунків та технічних рішень на практиці у зв'язку з тим, що невеликі розміри дозволяють оперативне вносити зміни в конструкцію.

Дане рішення пропонується для проведення студентами лабораторних досліджень та як наочний посібник, що демонструє принципи роботи ТРД.

Список використаних джерел:

1. Терещенко Ю.М. Газодинамічний розрахунок елементів газотурбінних двигунів. Київ, НАУ, 2015.
2. Construction of a compressor stage blade row according to the Gas-dynamic calculation / М.Ю. Богданов, П.І. Греков, К.І. Капітанчук, І.О. Ластівка // Наукоємні технології. – 2012. – №1(13). – С. 5-8. DOI: 10.18372/2310-5461.13.5009
3. Balushok, K. Experience of designing and implementing integrated system of technological preparation of production for manufacturing new aircraft engines. Mechanics and Advanced Technologies, 2023, 7(1), 24–35. <https://doi.org/10.20535/2521-1943.2023.7.1.278104>
4. А. Г. БУРЯЧЕНКО, Д. С. БУРУНОВ, С. Р. ВЯЛОВ МЕТРОЛОГІЧНЕ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ТА АВТОМАТИЗАЦІЯ ВИПРОБУВАНЬ РЕГУЛЯТОРА МАЛОРОЗМІРНОГО ГАЗОТУРБІННОГО АВІАДВИГУНА <http://nti.khai.edu/ojs/index.php/aktt/article/view/aktt.2023.4.08/2086>
5. О. Г. Селезень, О. Д. Дегтярьов АНАЛІЗ МОЖЛИВОСТІ ВИКОРИСТАННЯ МАЛОРАЗМІРНОГО ДВИГУНА ДЛЯ ШВИДКІСНОГО БПЛА <https://drive.google.com/drive/u/1/folders/14bViYE8OtxgqeHM1Ix8Uv36KB4ZDrx7>
6. В.В. НЕРУБАССКИЙ, Н.П. ВОЛОШИНА САУ FADEC – ТЕРМІНОЛОГІЯ, ІСТОРІЯ І СУЧАСНИЙ СТАН <https://vd.zp.edu.ua/article/view/114318>

УДК 629.735.018

ЗАБРУДНЕННЯ І ОЧИЩЕННЯ ТУРБІННОГО МАСЛА В МАСЛОСИСТЕМІ
ГАЗОТУРБІННОЇ УСТАНОВКИ

Ярослав Бушин

*Державний університет «Київський авіаційний інститут», Київ**Науковий керівник – Галина Нікітіна*

Ключові слова: турбінне масло, маслосистема, газотурбінна установка, забруднення.

Вступ. Ефективність і безвідмовність роботи ГТУ залежить від її елементів, вузлів і систем, довговічність яких значно менша, ніж у самої установки. Важливим фактором є стан робочих рідин у допоміжних системах, зокрема якість масла в системі змащування [1].

Матеріали і методи. Забруднення в маслах можуть мати різний склад, кількість і структуру. Вони виникають як ззовні, так і внаслідок змін у вуглеводневому складі масла. Процеси забруднення починаються під час виробництва і тривають на стадіях транспортування, зберігання та використання [2].

Забруднення зношення виникають через руйнування деталей (підшипників, зубчастих передач). Окислювання масла прискорюється при високих температурах і супроводжується полімеризацією. Віб्राція сприяє укрупненню часток забруднень. Масло також забруднюється пилом з повітря. Волога, кисень і робоча рідина можуть викликати корозію деталей, продукти якої потрапляють у масло. Деякі метали прискорюють окислювання масла. Забруднення в масло потрапляють під час обслуговування маслосистеми. Крім того, багато часток забруднень залишається в маслосистемі і її елементах після виготовлення і ремонту.

Аналіз характеру забруднень дає можливість комплексно вирішити питання забезпечення чистоти масла. Очищення турбінного масла має відповідати нормі 15/13 за ISO 4406 (10 клас чистоти за ДСТУ 71216:2004). Заповнення маслом промитої маслосистеми гарантує чистоту масла, що знаходиться в самій маслосистемі [3].

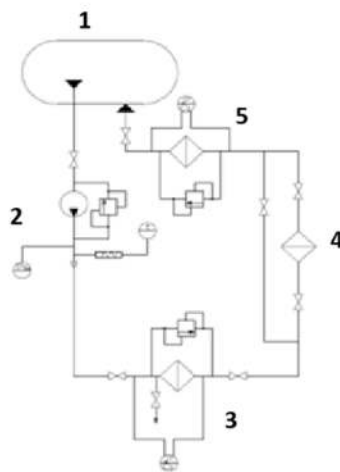


Рис. 1 Схема установки очищення масла

Результати. На основі дослідження характеру забруднень турбінного масла, а також аналізу методів, які використовують для очищення мінеральних масел, пропонується використання декількох послідовно розташованих пристроїв фізичного методу очищення, які зібрано послідовно в установку багатоступеневого очищення (рис.1). Установка циркуляційна, пересувна, здійснює очищення масла від механічних домішок, шламу і води. Масло насосом 2 подається у фільтр грубої очистки 3 для видалення великих часток забруднень. Сепарація масла у фільтрі-сепараторі 4 використовується для видалення механічних домішок, дисперсійної та вільної води і шламу. Для фінішного очищення масла використовується фільтр тонкої очистки 5 тонкістю фільтрації 15-20 мкм. Очищення маслосистеми ГТУ також може бути здійснено за допомогою такої установки, яка підключається до маслосистеми непрацюючої ГТУ. Очищення системи досягається під час багатократного прокачування масла через очисне обладнання. Масло вимиває забруднення з елементів системи, а очисне обладнання затримує ці забруднення. Тим самим робота очисної установки забезпечує чистоту масла і маслосистеми ГТУ. При цьому фізико - хімічні властивості масла не погіршуються.

Висновок

Для забезпечення якісного очищення і підтримки чистоти турбінного масла в маслосистемі ГТУ слід застосовувати багатократне прокачування масла через установку очищення.

Пересувну установку очищення турбінного масла може бути застосовувано періодично на енергетичних об'єктах в процесі експлуатації, після ремонту, а також на складі для очищення відпрацьованого масла.

Використання багатократного процесу очищення дозволяє отримати турбінне масло зі вмістом механічних домішок менше допустимої концентрації, а, також, сприяє очищенню самої маслосистеми, її внутрішніх поверхонь і порожнин. Завдяки цьому під час експлуатації виключається забруднення чистого масла маслосистемою.

Список використаних джерел:

1. L. Volianska, G. Nikitina. Analysis of the influence of working fluid contamination on hydraulic system operation "AVIA-2021", Fifteenth International Scientific Conference, April 20-22, 2021: – The abstracts. - К., 2021. – Р. 3.28–3.32.

Режим доступу до видання:

<http://conference.nau.edu.ua/index.php/AVIA/AVIA2021/schedConf/presentation>

2. О.Л. Матвеева, Т.О. Маринич. Дослідження процесів шламоутворення в турбінних та індустріальних оливах//Вісник НАУ. 2012. №4. С. 137–142.
2. Majka W., Klima T. Hydrodynamics Cleaning and Flushing of Turbine Oil Systems. *Machinery Lubrications*. 2013; 12:1–3.

УДК 621.45:662.75:620.92

ІННОВАЦІЙНИЙ РОЗВИТОК АВІАЦІЙНОГО ДВИГУНОБУДУВАННЯ ТА ОПТИМІЗАЦІЯ СПОЖИВАННЯ ПАЛИВНО-ЕНЕРГЕТИЧНИХ РЕСУРСІВ

Андрій Данильченко

Державний університет «Київський авіаційний інститут», Київ

Науковий керівник – Костянтин Капітанчук, канд. техн. наук, доц.

Ключові слова: авіаційне двигунобудування, турбореактивні двигуни, Geared Turbofan (GTF), паливна ефективність, композитні матеріали, екологічні технології, інновації в авіації.

Авіаційне двигунобудування є однією з найдинамічніших галузей сучасної техніки. Постійний розвиток технологій спрямований на підвищення ефективності двигунів, зниження витрат пального та мінімізацію впливу на навколишнє середовище. Інноваційні рішення дозволяють значно покращити показники паливної економічності, що є важливим фактором як для комерційної авіації, так і для військових літаків.

Однією з основних тенденцій розвитку авіаційних двигунів є впровадження нових матеріалів і конструкцій, які дозволяють зменшити масу двигуна та підвищити його ефективність. Зокрема, використання композитних матеріалів у вентиляторах та корпусах двигунів дозволяє значно зменшити масу вузлів і покращити аеродинаміку. [1]

Також активно впроваджуються технології прямого приводу вентилятора (Geared Turbofan, GTF). Вони дозволяють зменшити швидкість обертання вентилятора відносно турбіни, що покращує паливну ефективність і знижує шумові характеристики двигунів [2]. Наприклад, двигуни типу Pratt & Whitney PW1000G забезпечують зменшення витрати пального до 16% порівняно з попередніми поколіннями. [3]

Ще одним перспективним напрямком є впровадження адаптивних циклів у двигунах. Такі системи дозволяють змінювати параметри роботи компресора та турбіни залежно від польотного режиму, що підвищує ефективність двигуна у різних умовах експлуатації [4].

Оптимізація витрат пального є ключовим завданням для сучасних авіакомпаній, оскільки паливо становить значну частку витрат у цивільній авіації. Одним із способів зменшення споживання пального є використання альтернативних видів пального, зокрема синтетичного авіаційного пального (SAF – Sustainable Aviation Fuel), яке виготовляється на основі біологічних компонентів [5]. Таке паливо дозволяє зменшити викиди CO₂ і забезпечити ефективнішу роботу двигунів без значних конструктивних змін.

Також важливим напрямком є застосування гібридних силових установок, що поєднують турбореактивні двигуни з електричними системами. Наприклад, компанія Rolls-Royce працює над створенням електричних і гібридних авіадвигунів, які можуть суттєво знизити споживання пального [6].



Рис 1. Модель двигуна Pratt & Whitney GTF у 3D-рендері

Висновок

Розвиток авіаційного двигунобудування спрямований на підвищення ефективності та зменшення витрат паливно-енергетичних ресурсів. Нові матеріали, технології прямого приводу вентилятора, адаптивні цикли роботи двигунів та використання альтернативного пального відіграють ключову роль у цьому процесі. Подальші дослідження та впровадження інновацій сприятимуть створенню ще більш економічних і ефективних авіаційних силових установок.

Список використаних джерел:

1. Ковальов В.І., Петров О.С. Сучасні технології авіаційних двигунів. – Київ: НАУ, 2021.
2. Smith J., Brown R. New Trends in Aviation Propulsion Systems. – Cambridge University Press, 2020.
3. Офіційний сайт Pratt & Whitney. URL: <https://www.prattwhitney.com>
4. Jones M. Adaptive Cycle Engines: The Future of Aviation. – Journal of Aerospace Engineering, 2022.
5. ICAO. Sustainable Aviation Fuel Report 2023. URL: <https://www.icao.int>
6. Rolls-Royce. Future Aircraft Propulsion Technologies. URL: <https://www.rolls-royce.com>

УДК 629.7.035.5:629.7.014-519

АНАЛІЗ ВИМОГ ДО ФОРМУВАННЯ ГВИНТОВИХ СИСТЕМ МАЛОРОЗМІРНОГО БПЛА КОПТЕРНОГО ТИПУ

Борисюк Максим

Державний університет «Київський авіаційний інститут», Київ

Науковий керівник – Юрій Терещенко, д.т.н., доцент

Ключові слова: БПЛА, гвинт, повітряний канал, коптер.

Необхідність вдосконалення в сучасних умовах малорозмірних безпілотних літальних апаратів (БПЛА) коптерного типу обумовлює необхідність покращення аеродинамічних

характеристик з метою підвищення ефективності польоту, зменшення енергоспоживання та створення умов безпечної та тривалої експлуатації. Означені показники можна досягнути за рахунок конструкції рушійної системи, зокрема оптимальної форми та розташування гвинта. Для визначення оптимальної конструкції необхідне порівняння з альтернативними конфігураціями та подальший аналіз їх аеродинамічних характеристик.

З цією метою у наукових дослідженнях аналізуються різні підходи до оптимізації гвинтових систем БПЛА.

В існуючих на даний час коптерних БПЛА застосовуються різні схеми розміщення та конфігурації гвинтів [1, 2]. Найбільш поширеною є схема відкритого гвинта, яка забезпечує простоту конструкції та ефективність у відкритому повітряному просторі. Проте вона має низку недоліків, зокрема втрати енергії через крайові вихори, високу чутливість до турбулентних потоків та підвищений рівень шуму.

Гвинти з кільцевими лопатями зменшують енергетичні втрати, але складність конструкції та збільшена маса обмежують їхнє широке застосування.

Гвинти зі змінним кроком полегшують можливість адаптації до різних режимів польоту, але потребують складних механізмів управління, що значно збільшує вагу конструкції та її вартість. Біонічні гвинти, натхненні природними формами, мають потенціал для зниження шуму, однак їхнє виробництво залишається технологічно складним.

Розташування гвинта у каналі має потенційні переваги щодо збільшення тягової ефективності та зниження турбулентних втрат.

Для оцінки ефективності різних підходів до формування гвинта було розглянуто такі параметри, як коефіцієнт тяги, рівень шуму, стабільність польоту та енергоспоживання. Використано методи комп'ютерного моделювання повітряних потоків за допомогою програмного забезпечення CFD (Computational Fluid Dynamics), а також результати експериментальних випробувань, представлених у літературних джерелах [3, 4].

Перспективним напрямком покращення аеродинамічних характеристик гвинта БПЛА є конструкція гвинта у повітряному каналі, що значно знижує втрати на кінцях лопатей, стабілізує повітряний потік та підвищує загальну ефективність рушійної системи. Додатковою перевагою використання каналу захист гвинта, що важливо для експлуатації в складних умовах, а також сприяє зменшенню рівня шуму, що є критичним для БПЛА військового призначення. Основним недоліком гвинта у каналі є незначне збільшення маси конструкції, однак цей фактор компенсується покращеними аеродинамічними характеристиками [5].

Висновки

Гвинт у каналі є перспективним підходом до формування гвинта для малорозмірних коптерних БПЛА, оскільки забезпечує покращену ефективність тяги, значно знижує рівень шуму та підвищує безпеку експлуатації. Використання повітряного каналу дозволяє мінімізувати втрати енергії, сприяє стабільності польоту та створює додатковий захист для гвинта. Подальші дослідження мають бути спрямовані на оптимізацію геометричних параметрів каналу для досягнення максимальної ефективності системи.

Список використаних джерел:

1. Elghazali, A., & Dol, Sharul Sham. (2019). Aerodynamic Optimization of Unmanned Aerial Vehicle through Propeller Improvements. Journal of Applied Fluid Mechanics. 13. <https://doi.org/10.29252/jafm.13.03.30414>.
2. Klimczyk, W.A. (2022), "Aerodynamic design and optimization of propellers for multicopter", Aircraft Engineering and Aerospace Technology, Vol. 94 No. 1, pp. 21-30. <https://doi.org/10.1108/AEAT-12-2020-0288>.
3. Карасьов, П. І. Обґрунтування та вибір гвинтового рушія при проектуванні безпілотного літального апарату / П. І. Карасьов, Н. В. Стельмах // XII Всеукраїнська науково-практична конференція студентів, аспірантів та молодих вчених «Погляд у майбутнє приладобудування», 15-16 травня 2019 р., м. Київ, Україна : збірник праць / КПІ ім. Ігоря Сікорського, ПБФ. – Київ : КПІ ім. Ігоря Сікорського, 2019. – С. 155–158.
4. Li, Y., Yonezawa, K., & Liu, H. (2021). Effect of Ducted Multi-Propeller Configuration on Aerodynamic Performance in Quadrotor Drone. Drones, 5(3), 101. <https://doi.org/10.3390/drones5030101>.
5. Priatmoko, M. R., & Nirbito, W. (2019). IOP Conf. Ser.: Mater. Sci. Eng. 685 012008. <https://doi.org/10.1088/1757-899X/685/1/012008>.

УДК 629.7.035.5; 629.7.014-519

ВИПРОБУВАННЯ ГВИНТІВ БЕЗПІЛОТНИХ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ ТА ДРОНІВ ЗА ДОПОМОГОЮ СПЕЦІАЛІЗОВАНИХ СТЕНДІВ

Яків Рудкін

Державний університет «Київський авіаційний інститут», Київ

Науковий керівник – Юрій Терещенко, д.т.н., проф.

Ключові слова: повітряний гвинт, випробувальний стенд, БПЛА, дрон.

В умовах розвитку безпілотних літальних апаратів (БПЛА) та малої авіації, важливим етапом є забезпечення ефективності та надійності повітряних гвинтів, які використовуються в цих апаратах. Одним із основних методів оцінки продуктивності повітряних гвинтів є їх випробування на спеціалізованих стендах, що дозволяють проводити точні вимірювання тяги, ефективності та аеродинамічних характеристик.

Стенди для випробувань гвинтів є невід'ємною частиною процесу розробки та тестування безпілотних літальних апаратів, маловисотних літаків та дронів. Ці стенди забезпечують можливість перевірити ефективність гвинтів у контрольованих умовах, імітуючи різні режими роботи, що включають різні швидкості повітря, оберти гвинта, зміни температури та інші фактори, що можуть впливати на його продуктивність. Одним із основних параметрів, який визначають під час тестування, є тяга, яку генерує гвинт, що є критичним для визначення здатності апарату підніматися в повітря, маневрувати та забезпечувати необхідні показники для виконання завдань [1].

Метою роботи є оцінка роботи стенду для вимірювання тяги малих БПЛА.

На рис. 1 зображено стенд для тестування малих квадрокоптерів.



Рис.1. Стенд для випробування малих квадрокоптерів

Випробування гвинтів на тягу проводяться для вимірювання максимального зусилля, яке може бути створене під час обертання повітряного гвинта при заданих параметрах. Важливість такого тестування полягає в тому, що тяга безпосередньо впливає на здатність БПЛА або дрону підніматися, стабільно утримувати висоту та виконувати маневри, що особливо важливо в умовах обмежених ресурсів енергії та необхідності точних польотів. Для вимірювання тяги використовуються спеціалізовані стенди, що дозволяють в реальному часі отримувати дані про ефективність роботи гвинта при різних навантаженнях та швидкостях обертання. Це дає змогу інженерам оптимізувати конструкцію повітряного гвинта, коригувати кут атаки лопатей, їх форму та розмір для досягнення найкращих результатів у конкретних умовах експлуатації.

Висновок

Проведено тестування стенду для випробування малих квадрокоптерів. Результати тестування показали, що стенд потребує доробки.

Список використаних джерел:

1. Cvetković D. Drones - Various Applications. IntechOpen. 2024. 256p.

КОНТРОЛЬ ЯКОСТІ, СУЧАСНІ МАТЕРІАЛИ ТА ТРИБОТЕХНОЛОГІЇ В МАШИНОБУДУВАННІ

UDC 539.4:621.7]:629.735(043.2)

EFFECT OF ROLLING TEXTURE ON THE FATIGUE PERFORMANCE OF ALUMINUM REPAIR PATCHES

Aina Tashchiyeva

State University “Kyiv Aviation Institute”, Kyiv

Supervisor – Mykhailo Karuskevych, Dr. Sc., Professor

Key words: aircraft, damage, aluminum alloys, patches, repair, texture, biaxial loading, corrected Mises criteria.

Introduction. During operation the aircraft fuselage skin is subjected to the influence of many damaging factors. As a result of their action such destructive phenomena as corrosion, fatigue cracks, dents, notches, etc. may occur. One of the commonly used methods of repairing aircraft fuselage skin is the installation of repair patches. However, the practice of using repair patches does not take into account stress-strain state of damaged elements, as well as anisotropy of sheet materials used for repair patches manufacturing [1]. This report represents the results of the researches currently conducted at the Department of Aircraft Design of Kyiv Aviation Institute. The purpose of the research is the improvement of repair procedures by correction of the equivalent stresses calculation methods in the case of complex stress state.

Materials and methods. The main material studied in this work is aluminum alloy 2024T3, which is widely used in aviation industry for modern aircraft fuselage skin.

As a result of plastic deformation which accompanies the rolling process of metal sheets during manufacturing, the metal gets texture, that is, a structure with certain dominant crystallographic orientations. The texture of the metal is determined by the X-ray structural method using so-called pole figures.

The basic calculation method for determination of the equivalent stresses that appears in the aircraft skin is the Mises method.

Results. X-ray structural analysis of aluminum alloy 2024T3 samples represented that the aluminum of the clad layer has mainly the orientation $\{112\}<111>$, the core of the samples, i.e. the alloy of the Al-Cu-Mg system has the orientation $\{110\}<112>$. The indices $\{112\}$ and $\{110\}$ denote crystallographic planes that coincide with the surface of the samples. The indices $<111>$ and $<112>$ denote crystallographic directions that coincide with the longitudinal axis of the samples. The correction of the Mises formula consisted in replacing the load components along the two axes with their projections onto the sliding directions and sliding planes, in accordance with the determined

crystallographic rolling texture. The basis for this approach to the calculation of equivalent stresses is the crystallographic nature of plastic deformation and metals fatigue, which occurs by sliding along certain crystallographic slip planes in certain crystallographic directions. Thus, the well-known drawback of the Mises formula is solved – in its traditional form, it does not take into account the anisotropy of real structural materials when calculating equivalent stresses.

For the practical application of the proposed crystallographic approach to improve the repair procedure using repair patches, it is necessary to calculate the stress state in the repair areas. The orientation of the patches of a known texture should provide minimal equivalent stresses determined taking into account the actual crystallographic process of plastic deformation.

Conclusions

Taking into account the crystallographic nature of the metal fatigue process allows us to improve the calculation of equivalent stresses during biaxial loading of aircraft structures and has practical significance, which is achieved by minimizing equivalent stresses in repair patches.

References

1. [Karuskevich, M.](#), [Maslak, T.](#) Introduction of crystallographic factor into the von Mises equivalent stress calculation. [Fatigue and Fracture of Engineering Materials and Structures](#), 2023, 46(3), 1211-1214.

UDC 620.197.6(045)

METHODS FOR THE STUDY OF THE INITIAL STAGE OF METAL FATIGUE IN THE CONDITION OF CONTACT WITH SURFACTANTS

Vladislav Korchuk, Stepan Mnatsakanov
State University “Kyiv Aviation Institute”, Kyiv

Supervisor – Rudolf Mnatsakanov, Dr.Sc., Professor

Key words: aircraft, fatigue damage, aluminium alloys, deformation relief, surfactants, Rehbinder's effect.

Introduction. Studies conducted by the Aircraft Design Department of Kyiv Aviation Institute demonstrated that accumulated fatigue damage can be assessed based on the state of the metal surface. This is applicable to materials capable of forming a so-called surface deformation relief, which consists of extrusions, intrusions, and persistent slip bands. It is now proposed to analyze various factors influencing the metal fatigue process by examining the evolution of the deformation relief during cyclic loading.

Materials and methods. Aluminum alloy 2024-T3 was selected for the experiments as it is one of the most widely used materials in the aviation industry. To protect against corrosion, the core alloy is coated with pure aluminum. Due to the high plasticity of pure aluminum, cyclic loading results in

the formation of a surface deformation relief [1], this serves as an indicator of accumulated fatigue damage.

The following substances were selected as surfactants: a solution of oleic acid, corrosion-preventive compounds ARDROX AV8 and LPS-2. Petrolatum was used as a reference material.

Fatigue tests on compact specimens of the 2024-T3 alloy were conducted under cyclic bending at a maximum stress of 180.0 MPa, with a stress ratio $R = 0$ and a frequency of 25 Hz. Quantitative assessment of accumulated fatigue damage was performed using a computer-aided optical method, as described in [1].

Results. All fatigue lives of specimens treated with oleic acid, corrosion-preventive compounds, petrolatum, and those left untreated were within the range of 105 to 2×10^5 cycles. Fatigue cracks initiated and propagated from a 1.0 mm hole, which acted as a stress concentrator.

Computer-aided analysis of the specimen surfaces revealed the formation and monotonic evolution of the surface relief.

Among the various factors influencing metal fatigue damage is the so-called Rehbinder effect. The Rehbinder effect refers to the reduction in metal strength due to the facilitated motion of dislocations caused by adsorption of surface-active agents (surfactants). Surfactants are used across various applications, and there is strong evidence to suggest that certain liquids used in aviation may act as surfactants. The experimental work described here aims to study the Rehbinder effect of surfactants by investigating the surface of the alclad alloy. An example of the optical images of the surface relief is shown in Fig. 1.

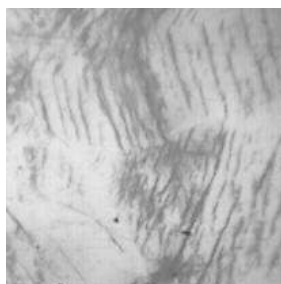


Fig. 1. Surface deformation relief at the initial stage of the fatigue damage

The scan electron microscopy confirms the three dimensional extrusion/intrusion structure nature of the deformation relief (fig.2).

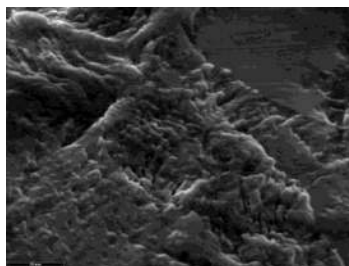


Fig. 2. Extrusion/intrusion structure of the deformation relief (scan microscopy)

The fatigue cracks appear when the surface relief reaches the certain saturation level, which is according to the first preliminary experiments correspondent to the 50-60% percents of the grains involvement into the process of extrusion/intrusion formation.

Conclusions

Influence of the surfactants on the fatigue behavior of alclad aluminium alloys has been proved both by the impact on fatigue life and deformation relief. The intensity of the extrusion/intrusion structure is considered as a quantitative characteristic of the accumulated fatigue damage. Further research is going to find out list of surfactants having the pronounced effects on fatigue life.

References:

1. Karuskevich, M.; Karuskevich, O.; Maslak, T.; Schepak, S. Extrusion/intrusion structures as quantitative indicators of accumulated fatigue damage // International Journal of Fatigue. 2012. N 39: 116–121.

УДК 621.923.42:623.746

АНАЛІЗ ЗНОСУ АВІАЦІЙНИХ ШИН

Кристіна Гарбовська, Олена Ганзяк

Державний університет «Київський авіаційний інститут», Київ

Науковий керівник – Оксана Мікосянчик, д.т.н., проф.

Ключові слова: повітряне судно, шини, знос.

Вступ. Безпека польотів є основним пріоритетом в авіації. Заходи забезпечення безпеки польотів направлені на зниження до прийнятного рівня ризиків, пов'язаних з авіаційною діяльністю, що стосується експлуатації повітряних суден (ПС) або безпосередньо забезпечує таку експлуатацію. Одним із напрямів забезпечення високої надійності ПС є моніторинг стану функціональних систем ПС. Як і всі системи в авіації, шини ПС повинні відповідати жорстким правилам безпеки. Шини колес основних стійок шасі сучасних ПС мають середній термін служби від 300 до 450 посадок, у той час як шини колес передньої стійки шасі внаслідок більшого зношування можуть витримати від 200 до 350 посадок. Такий розкид пояснюється різним рівнем зношування на різних злітно-посадкових смугах. Мета роботи полягала в оцінці впливу експлуатаційних чинників на знос авіаційних шин.

Матеріали та методи. Проведено аналіз конструкції авіаційних шин та визначено вплив температури, тиску та якості покриття злітно-посадкової смуги на знос протектора. Авіаційні шини розробляються для експлуатації при 32...35% прогину (наприклад, автомобільні шини експлуатуються в діапазоні до 17% прогину). Шина сучасного ПС – це композиційний матеріал із кількох різних гумових сумішей (суміші натурального та синтетичного каучуку),

текстильного матеріалу та сталі. У ваговому співвідношенні шина ПС складається на 50% з гуми, на 45% з корда з арамідних волокон і на 5% з металу. Шини сконструйовані таким чином, щоб протистояти зносу та розриву. Вони багат шарові з міцним нейлоновим та арамідним шаром, розташованим під кожним шаром протекторів.

Результати. Шини ПС повинні витримувати надзвичайно широкий діапазон температур, який варіюється від мінус 60 °С на висоті до екстремально високих температур при посадці. Шини, які працювали при надзвичайно високій енергії гальмування повинні бути зняті експлуатації та утилізовані. Навіть якщо візуальний контроль не виявив дефектів, шини можуть містити внутрішні структурні ушкодження. В результаті сильного тертя при посадці ПС гума нагрівається до 180...200 °С і з'являється дим, спричинений тим, що спочатку нерухомі колеса притискаються вагою ПС до бетонної поверхні на швидкості ~ 270 км/год. Це триває лише кілька секунд, після чого колеса шасі зчеплюються зі смугою і далі обертаються відповідно до швидкості руху ПС. При кожній посадці середня втрата гуми в шині становить від 400 до 700 грам.

Збільшений тиск в шині призводить до нерівномірного зношування протектора, зниження зчеплення; протектор стає більш схильний до порізів і збільшується навантаженість авіаційних коліс. Недостатній тиск призводить до нерівномірного зносу та скорочує термін служби шини.

Ушкодження шин сторонніми предметами є найчастішим випадком передчасного зняття шин з експлуатації. Вибірки, тріщини на бетонному або асфальтовому покритті, відколи бетону на кромках покриттів можуть призвести до пошкоджень шин.

Для забезпечення високої експлуатаційної надійності авіаційних шин необхідно дотримуватися наступних вимог: висока технологічність конструкції, мінімум маси конструкції при заданій міцності, жорсткості та довговічності; поглинання кінетичної енергії ударів при посадці та русі по нерівній поверхні аеродрому з метою зменшення перевантажень та розсіювання можливо більшої частини цієї енергії для швидкого гасіння коливань.

Висновок

Проаналізовано основні експлуатаційні чинники, що впливають на надійність авіаційних шин та визначені конструктивні особливості шин, що забезпечують їх міцність жорсткість та зносостійкість.

Список використаних джерел:

1. Кульба П., Чередніков О., Бояров В., Єрошенко А. Дослідження температурного стану авіаційних шин іноземного виробництва. Технічні науки та технології. 2022. 3(29). С. 59–66.
[https://doi.org/10.25140/2411-5363-2022-3\(29\)-59-66](https://doi.org/10.25140/2411-5363-2022-3(29)-59-66)

УДК 621.822.174

**ТЕХНОЛОГІЧНІ АСПЕКТИ ФІНІШНОЇ ОБРОБКИ ГРАНІТУ ДЛЯ ПРЕЦИЗІЙНОГО
ВЕРСТАТОБУДУВАННЯ****Олександр Жосан***Державний університет «Київський авіаційний інститут», Київ**Науковий керівник – Оксана Мікосянчик, д.т.н., проф.*

Ключові слова: притирання, граніт, прецизійне верстатобудування, площинність.

Вступ. Фінішна обробка граніту є ключовим етапом у створенні опорних елементів високоточних верстатів. Завдяки своїм фізико-механічним властивостям, таким як висока твердість, зносостійкість і стабільність розмірів, граніт широко використовується у верстатобудуванні. Сучасні дослідження вказують на необхідність розуміння та коректне використання методів доведення гранітних поверхонь для забезпечення субмікронної точності, що критично важливо для авіаційної та ракетно-космічної галузей [1]. Мета роботи – визначити ефективні методи фінішної обробки гранітних поверхонь для забезпечення площинності та прямолінійності робочої поверхні, а також мінімізації мікронерівностей; використати методи для отримання практичного досвіду фінішної обробки поверхні гранітного кубу 150x150 мм; виміряти площинність доведеної поверхні та проаналізувати шорсткість, використовуючи вимірювальний мікроскоп.

Матеріали та методи. Об'єктом дослідження є 1 поверхня гранітного куба 150x150x150 мм, виготовленого з матеріалу габро, що є тестовою ділянкою для відпрацювання практичного досвіду. Для досягнення мети був використаний метод механічного притирання з використанням алмазного інструменту, використовуючи притири різної форми з чавуну СЧ40 та пластику PLA, доведення з використанням абразивних паст НОМГ та ПВМХ 60/40, 10/7, 3/2, 1/0, 0,25/0, а також метрологічні методи контролю абсолютної та локальної площинності, використовуючи лекальні лінійки, прецизійні рівні, плитки Йогансена та індуктивні щупи. Був здійснений візуальний контроль використовуючи відліковий мікроскоп.

Результати. Експериментальне дослідження показало, що механічне шліфування з подальшим доведенням абразивними пастами дозволяє досягти площинності та $R_z < 1$ мкм, при чому чим точніший та швидший метод вимірювання, тим легше досягти необхідного результату. Форма та матеріал притиру впливає на його знос: так квадратна чавунна плита 200x200 мм (використовувалась з пастою 10/7) мала виробітку в центрі глибиною 8 мкм, що призвело до притирання відповідної форми випуклої лінзи на граніті з нижчими краями. Внаслідок того, що притир габаритно більше за поверхню, нівелювати нерівномірний знос притиру складно, оскільки центр мас переміщується на край куба, що призводить до

надмірного зйому по периметру поверхні, збільшуючи радіус лінзи. Після виміру значень перепаду висот, притир був замінений на фінішний: прямокутна чавунна плита 300x200x40, використовувались пасти ПМВХ 3/2, 1/0 та 0,25/0. Основну площину гранітного куба вдалось вирівняти до значень абсолютної площинності <1 мкм (обмежено методами вимірювання) та місцевої площинності та Rz 0,2 – 0,6 мкм, з незначними залишками лінзи в кутах куба з найбільшим відхиленням у - 4 мкм.

На 3Д принтері був надрукований круглий притир з матеріалу PLA діаметром 100 мм, з трикутними притиральними площадками. Встановлено, що для притирання квадратної поверхні найкраще підійде притир круглої форми. Однак, PLA пластик має малу твердість, і в результаті притирання алмаз заглиблюється незалежно від його розміру. Так, алмаз 60/40 після 2 хв притирання дав візуально схожу шорсткість, як і після притирання 1/0 на чавунній плиті. Тому пластиковий притир може бути використаний тільки для фінішного полірування, але не для зйому граніту з метою вирівнювання поверхні. В свою чергу, пластиковий притир не дав жодних ознак зносу, що обумовлено полімерною структурою матеріалу. Але значення модуля пружності, твердості та теплової нестабільності ставлять під сумнів доречність використання пластику як зв'язки для прецизійного притирання.

На рисунку 1 показано шорсткість до притирання (а), після притирання 10/7 на чавунному притирі (б) та 60/40 на пластиковому притирі (в).

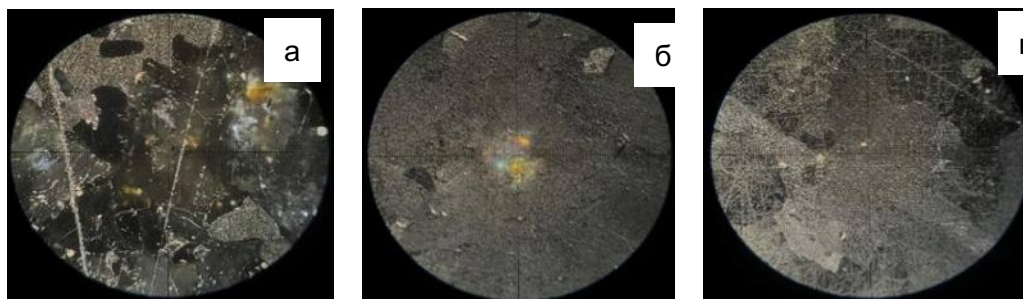


Рис.1. Вплив матеріалу притиру на шорсткість гранітної поверхні

Висновок

Процес притирання дозволяє досягти місцевої площинності та Rz <0.5 мкм та абсолютної площинності <1 мкм. Форма притиру має бути відповідною до форми поверхні, що притирається. Використання друкованих притирів значно спрощує та здешевлює фінішну обробку граніту, але абсолютно не підходить для створення площини, а тільки для полірування. Точність отриманої поверхні на пряму залежить від точності методів вимірювання та контролю.

Список використаних джерел:

1. Coalson J. Caring for granite surface plates. Manufacturing Engineering, 132 (5). 2004.

УДК 355.45

**ДОСЛІДЖЕННЯ ПРОТОКОЛІВ ТЕСТУВАННЯ FPV-ДРОНІВ ДЛЯ ПЕРЕВЕЗЕННЯ
ВАНТАЖІВ****Данііл Цаподой***Державний університет «Київський авіаційний інститут», Київ**Науковий керівник - Олег Шевченко, к.т.н., доц.*

Ключові слова: FPV-дрон, тестування, вантажопідйомність, стабільність польоту, навігація, аеродинаміка, калібрування, безпека, енергоефективність, зносостійкість.

Вступ. Дрони FPV (First Person View) досить активно використовуються для різних задач, зокрема військових та поступово вводяться для логістичних цілей. Щоб забезпечити максимальну їхню ефективність та безпечну експлуатацію необхідно провести тестування. А особливо важливою є оцінка вантажопідйомності для дронів, що призначені для перевезення вантажів, оскільки додаткове навантаження впливає на політ і сприяє більшому зносу деталей.

Метою дослідження алгоритму випробувань FPV-дрона перед експлуатацією є тестування FPV-дронів, які використовуються для транспортування вантажів, з урахуванням механічних, електронних та програмних аспектів їхньої роботи. Також досліджуються наступні речі: вплив змінної аеродинаміки під час навантаження, методи оптимізації навігації та стабілізації для підвищення автономності польоту.

Методи дослідження включають аналіз існуючих підходів до випробувань FPV-дронів та практичне тестування основних характеристик: стійкість конструкції, навігація, керованість, вантажопідйомність. Використання загальновідомих методів калібрування сенсорів, тестування в екстремальних умовах, аналіз вібраційних характеристик та випробування системи кріплення вантажу, та оцінка ефективності різних алгоритмів стабілізації, а саме: PID-регулювання та адаптивні системи управління. Для моделювання реального польоту мають бути застосовані вібростенди та аеродинамічні симулятори, для відтворення польоту та випробування витривалості деталей.

Алгоритм. Першим кроком в цьому алгоритмі є початкова механічна перевірка перед випробуваннями, що включає огляд цілісності конструкції в проблемних місцях, які є найбільш вразливими при польоті, наприклад: перевірка кріплень двигунів, пропелерів і рами, а також усунення люфтів за допомогою динамометричного ключа. Наступним кроком тестуються всі електричні з'єднання мультиметром, для перевірки на можливі короткі замикання. Останнім етапом перевірки перед випробуваннями є тестування програмного забезпечення, що передбачає калібрування сенсорів (гіроскопа, акселерометра, GPS) та стабілізації. Також важливо перевірити сумісність прошивки контролера польоту та перевірити на наявність можливих помилок перед реальними випробуваннями. Після загального огляду потрібно перейти до реальних випробувань, а саме: тестування в екстремальних умовах, де дрон випробовується при температурах від -20°C до $+50^{\circ}\text{C}$, високій вологості (до 90%) та проти зустрічному потоку повітря зі швидкістю 20 км/год, також треба оцінити маневреність та час польоту при різних навантаженнях, ці випробування надають змогу оцінити поведінку дрона в реальних умовах. Далі маємо оцінити витривалість та стійкість елементів

конструкції, що включає механічні навантаження на вібростендах, ударні випробування та контрольовані падіння для виявлення слабких місць конструкції. Також варто перевірити надійність фіксації вантажу під час транспортування, тобто змінювати вагу додаткового навантаження до моменту руйнування кріплень. Останній етап тестування — це оцінювання ремонтпридатності дрона, що включає перевірку швидкості та зручності заміни основних компонентів, що є критично важливим для експлуатації. Після проведення всіх етапів тестування і отримання даних настає час для фінального аналізу, що включає збір та аналіз даних телеметрії, виявлення перегріву, зносу матеріалів або відхилень у роботі сенсорів. На основі цього аналізу вносяться необхідні корективи для досягнення максимального рівня безпеки та ефективності FPV-дронів у реальних умовах експлуатації.

Висновок

Комплексне тестування FPV-дронів є важливим етапом їхньої підготовки перед експлуатацією. Оптимізація конструкції, якісне калібрування сенсорів та випробування в екстремальних умовах підвищують безпеку та ефективність роботи дронів, особливо для тих, що призначені для перевезення вантажів. Проходження такого алгоритму випробування виявить слабкі місця конструкції та збільшить шанси на сертифікацію дрона.

Список використаних джерел:

1. FPV-дрони: конструкція та функціональні можливості. URL: <https://drone-azimyth.com.ua>
2. Основи електроніки безпілотних систем. URL: <https://uav-electronics.com>
3. Технології композитних матеріалів для аерокосмічної техніки. URL: <https://composite-aero.com>
4. Аналіз ефективності систем енергозабезпечення БПЛА. URL: <https://uav-energy.com>
5. Дослідження аеродинамічних властивостей пропелерів. URL: <https://aero-propeller.com>

УДК 691.175.5.8

ОЦІНКА МЕХАНІЧНИХ ВЛАСТИВОСТЕЙ ГІБРИДНИХ КОМПОЗИЦІЙНИХ МАТЕРІАЛІВ

Владислав Дубовик

Державний університет «Київський авіаційний інститут», Київ

Науковий керівник – Оксана Мікосянчик, д.т.н., проф.

Ключові слова: гібридний композиційний матеріал, міцність, жорсткість.

Вступ. З кожним роком композиційні матеріали (КМ) продовжують замінювати традиційні матеріали, такі як сталь, алюміній, метали та сплави, що використовуються в конструкціях у різних галузях промисловості (аерокосмічна, автомобільна, енергетична, будівельна, виробництво спортивного обладнання тощо). Це пов'язано з унікальними властивостями, притаманними КМ, такими як високе співвідношення міцності та ваги, висока

довговічність і адаптивність до складних форм. Мета роботи полягала в оцінці характеристик міцності та жорсткості гібридних КМ.

Матеріали та методи. Об'єктом дослідження був гібридний КМ Enset (целюлози 56%) / Sisal (целюлози 65%). Механічні властивості КМ досліджують випробуванням на розтяг за стандартом ASTM D3039 на універсальній випробувальній машині (навантаження 50 кН, швидкість випробування 5 мм/хв), згин за стандартом ASTM D790 (треточковий згин, швидкість випробування від 0,5 до 1 мм/хв) і ударну міцність відповідно стандарту ASTM D256 (одноточкове випробування, яке вимірює опір матеріалу ударному навантаженню від коливання маятника).

Результати. В результаті експериментальних досліджень [1] міцності на розрив КМ, виготовлених з армуючих волокон Enset (100/0), Sisal (0/100) та в співвідношенні Enset - Sisal 75:25, 50:50, 25:75 та поліефірної матриці марки TOPAZ-1110, встановлено: Sisal-поліефірні КМ мають вищу міцність на розрив (152,3 МПа), ніж Enset і гібридні КМ (рис. 1).

У випробуванні на треточковий згин максимальне навантаження було застосовано в середині вільно підтримуваного зразка балки. Встановлено, що міцність на згин КМ, армованого Enset, була покращена на 41,03% при ваговому співвідношенні 50/50 гібридного КМ Enset – Sisal.

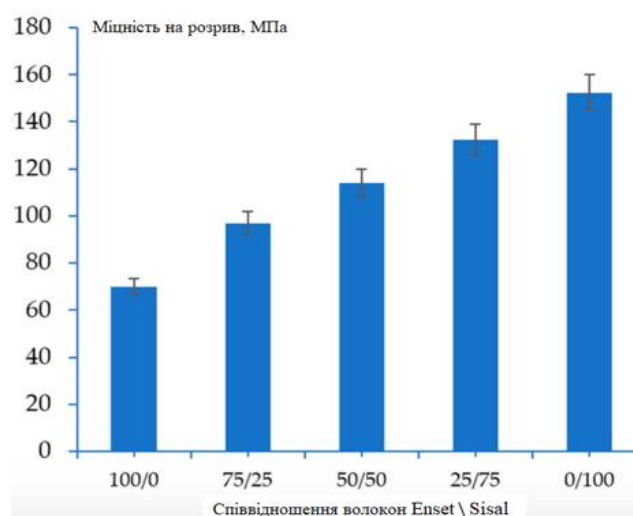


Рис. 1. Міцність на розрив зразків КМ.

Для визначення ударної в'язкості створених композитів використовували випробування на удар за Шарпі. Випробовували зразки з V-подібним надрізом глибиною 1,25 мм. Порівняно з армованими Sisal та гібридними композитами Enset – Sisal, поліефірні композити, армовані Enset, показали значне збільшення ударної міцності з ударною міцністю 27 кДж/м². КМ на основі Sisal має меншу ударну міцність, яка покращується з додаванням волокна Enset (рис. 2).

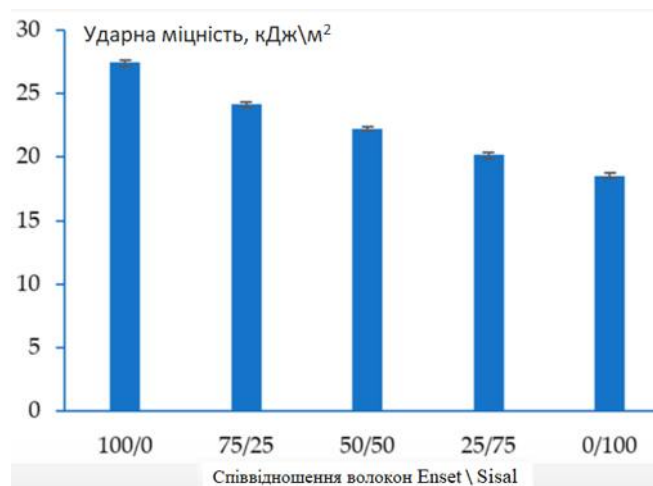


Рис. 2. Результати випробувань на ударну міцність КМ.

Висновок

За результатами представлених досліджень можна оцінити зміну механічних властивостей, таких як міцність на розтяг, згин і ударну міцність при використанні гібридних КМ, у порівнянні з окремими волокнистими композитами.

Список використаних джерел:

1. Bekele A.E., Lemu H.G., Jiru, M.G. Exploration of Mechanical Properties of Enset–Sisal Hybrid Polymer Composite. *Fibers*. 2022. 10. 14. <https://doi.org/10.3390/fib10020014>

УДК620.18.678.067

ВИКОРИСТАННЯ КОМПОЗИТИВ В АВІАЦІЙНИХ КОНСТРУКЦІЯХ ТА МОЖЛИВОСТІ ПРОГНОЗУВАННЯ ЇХ ДОВГОВІЧНОСТІ

Олександр Форноляк

Державний університет «Київський авіаційний інститут», Київ

Науковий керівник – Інна Семак, ст. викладач.

Ключові слова: авіаційні вуглепластики, полімерні композиційні матеріали, залишкова міцність, довговічність конструкцій.

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

Матеріали та методи. Найбільшого навантаження КМ досягнуто в конструкціях вітчизняних літаків із застосуванням високо модульних 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 [1, 2].

При прогнозуванні зміни залишкової міцності і довговічності конструкцій із вуглепластиків застосовується в основному статистичні методи. В зв'язку з цим неруйнівні методи можуть відігравати важливу роль в прогнозуванні експлуатаційних властивостей конструкцій із КМ.

Результати. В загальному випадку зміну міцності конструкцій можливо визначити за формулами (1,2).

$$\Pi = \int_1^{\Pi} P_i d_i \quad (1)$$

де P_i - розрахунковий параметр матеріалу i – номер параметру.

Відхилення розрахункового параметру від фактичного

$$K_i = \frac{P_{i\phi}}{P_i} \quad (2)$$

де $P_{i\phi}$ - фактичне значення параметру.

В такому випадку при зміні всіх розрахункових параметрів КМ зміну міцності можливо оцінити коефіцієнтом фактичної залишкової міцності K_ϕ ;

$$K_\phi = \frac{\Pi_\phi}{\Pi} = \frac{\int_1^n K_i P_i d_i}{\int_1^n P_i d_i} \quad (3)$$

де Π_ϕ - фактичне значення залишкової міцності виробу [3].

Висновок

Знаючи зміну показників властивостей матеріалу в елементах конструкцій можливо визначити відхилення показників міцності конструкції. Наприклад, для оцінки залишкової міцності або довговічності конструкцій із вуглепластиків такими показниками можуть бути питома електропровідність вуглецевих волокон і діелектрична проникність матриці. По відповідним отриманим показникам будуються залежності, які дозволяють оцінити зміну фактичної залишкової міцності та спрогнозувати довговічність елементів конструкцій.

Список використаних джерел:

1. Борозенець Г.М., Павлов В.М., Семак І. В. Застосування композиційних матеріалів в авіаційних конструкціях та проблеми оцінки їх стану // Науково-популярний журнал «Колега» НАН України, № 1. 2012 – С. 38-39.
2. Борозенець Г.М., Семак І.В. Оцінка впливу вологи і агресивних середовищ на фізико-механічні характеристики конструкційних вуглепластиків. Науково-технічний журнал «Проблеми тертя та зношування» № 3 (68). 2015 С. 85 – 89.
3. Борозенець Г.М., Семак І.В. Вплив конструктивно-технологічних факторів на міцність вуглепластиків // Проблеми тертя та зношування. – 2017. № 2 (75). – С. 108-112.

УДК 621.8:629.02

**АНАЛІЗ ТА ШЛЯХИ ПОКРАЩЕННЯ КОЕФІЦІЄНТА ПЕРЕКРИТТЯ
ЧЕРВ'ЯЧНИХ ПЕРЕДАЧ****Андрій Вінс***Державний університет «Київський авіаційний інститут», Київ**Науковий керівник – Олександр Баишта, к.т.н., доц.*

Ключові слова: черв'ячна передача, опукло-увігнутий профіль, коефіцієнт перекриття, навантажувальна здатність, контактні напруження.

Вступ. Черв'ячні передачі є важливим елементом у механічних системах, що використовуються для передавання обертального руху з великим передавальним числом. Одним із ключових параметрів, який впливає на ефективність і довговічність черв'ячного зачеплення, є коефіцієнт перекриття, який визначає ступінь взаємодії зубів черв'яка та черв'ячного колеса.

Сучасні дослідження спрямовані на вдосконалення геометрії черв'яків з метою підвищення їхньої навантажувальної здатності та протизадирної стійкості. Одним із перспективних рішень є використання опукло-увігнутого профілю витків черв'яка, що сприяє зменшенню питомого ковзання та поліпшенню умов змащування.

Результати. Коефіцієнт перекриття черв'ячної передачі визначається сумарним числом контактів між витками черв'яка і зубами черв'ячного колеса. Він складається з двох компонентів: гвинтового коефіцієнта перекриття, що залежить від кута підйому гвинтової лінії, і торцевого коефіцієнта перекриття, який визначається у площині, перпендикулярній до осі черв'яка.

Для підвищення торцевого коефіцієнта перекриття можна змінювати геометричні параметри черв'яка, такі як: збільшувати радіуси кривизни профілю; подовжувати робочі ділянки профілю зубів; зменшувати заокруглення западин витків, що сприяє збільшенню довжини контактної лінії.

Гвинтовий коефіцієнт перекриття визначається шириною вінця черв'ячного колеса, передавальним числом та числом модулів у ділільному діаметрі черв'яка. Його можна підвищити за рахунок: збільшення кута підйому гвинтової лінії; зменшення модуля зачеплення, що еквівалентно збільшенню числа зубів колеса.

Додатковим фактором, що впливає на коефіцієнт перекриття, є точність виготовлення профілю зубів та якість монтажу передачі. Відхилення у виробництві можуть призводити до нерівномірного розподілу навантаження між зубами, що негативно позначається на довговічності передачі. Використання сучасних методів комп'ютерного моделювання дозволяє оптимізувати форму профілю черв'яка та черв'ячного колеса, що дає змогу

мінімізувати втрати на тертя. Окрім того, правильний вибір матеріалів для черв'ячної передачі відіграє ключову роль у підвищенні її зносостійкості. Дослідження показують, що застосування високоміцних бронзових сплавів і спеціальних мастильних матеріалів значно подовжує термін служби зачеплення.

Розрахунок на міцність черв'ячних передач базується на теорії контактних напружень Герца. Основними факторами, що визначають навантажувальну здатність, є форма контактуючих поверхонь, розподіл навантаження та умови змащування.

Для передач із опукло-увігнутим профілем черв'яка характерне зменшення контактних напружень завдяки більшій площі контакту. Однак їхнім недоліком є висока чутливість до точності виготовлення та монтажу.

Контактні напруження можна знизити за рахунок: збільшення довжини контактних ліній; оптимізації профілю зубів; вибору матеріалів із високими антифрикційними властивостями.

Висновки

Дослідження показали, що використання черв'яків з опукло-увігнутим профілем сприяє підвищенню коефіцієнта перекриття та зменшенню контактних напружень. Це покращує навантажувальну здатність і довговічність передач.

Подальші дослідження можуть бути спрямовані на розробку методів коригування геометрії профілів для мінімізації чутливості передач до похибок виготовлення.

Список використаних джерел:

1. P.Tkach, P.Nosko, G.Boyko, O.Bashta, A.Bashta / Design of worm gears with optimal geometric parameters based on minimization of losses in gearing // Проблеми тертя та зношування, 1 (78).- 2018. – pp.75-84.
2. Шишов В.П. Високонанвантажені глобоїдні та спироїдні черв'ячні передачі / Шишов В.П., Муховатий А.А., Носко П.Л., Башта О.В., Філь П.В., Бойко Г.А. // Монографія – К.: НАУ, 2017. -240с.

УДК 621.1

ВИЗНАЧЕННЯ ЗНОСОСТІЙКОСТІ ТА ВТОМНОЇ МІЦНОСТІ ДЕТАЛЕЙ МАШИН СТАНДАРТНИМИ МЕТОДАМИ ОЦІНКИ ЕФЕКТИВНОСТІ РЕДУКТОРНИХ ОЛИВ KLUBER

Назарій Кобзар, Олександр Сенько

Державний університет «Київський авіаційний інститут», Київ

Науковий керівник – Володимир Мельник, к.т.н., доц.

Ключові слова: зубчасте зачеплення, зносостійкість, втомна міцність, стандартні методи оцінки ефективності, пітінг, редукторні оливи Kluber, задири

Захист зубчастого зачеплення. Високонавантажені редуктори схильні до небезпеки появи корозії поверхні зубів і піттингу. Це означає, що високі тиски і температури, що виникають внаслідок навантажень у зубчастому зачепленні, можуть призводити до пошкодження зубів шестерень, і, як наслідок, до передчасного виходу редуктора з ладу. Особливо якщо має місце неоптимізована геометрія зубчастого зачеплення, ударні навантаження, вібрація, велика частка тертя ковзання, а також високий питомий тиск, всі ці негативні фактори значно підвищують ризик виникнення пошкоджень внаслідок корозії або піттингу. Задири: на FZG-стенді відповідно до норм ISO 14635-1 перевіряється здатність мастил захищати робочі поверхні від виникнення задирів. Ступінь навантаження до задира 12, що показується на цьому тесті, є мінімальною вимогою для мастил класу CLP за нормами DIN 51517-3 та мастил з протизадирними присадками згідно з нормами AGMA 9005/E02. Редукторні масла Kluber з технологією Kluber Comp Lube Technology перевищують ці вимоги зі значно вищими показниками ступеня навантаження до задиру та швидкостями обертання. Таким чином вони забезпечують чудовий захист навіть при екстремальних ударних навантаженнях.

Точкове викришування (pitting): тест на точкове викришування по нормам FVA 54/7 є стандартним випробуванням редукторних мастил для визначення ступеня захисту зубчастого зачеплення від піттингу. Результатом тесту є здатність масла витримувати навантаження до задиру, яка класифікується як низька, середня або висока. Здатність витримувати навантаження до задиру редукторних масел Kluber з технологією Kluber Comp Lube Technology оцінюється як висока, зі ступенем навантаження до задира > KS 10.

Захист підшипників кочення. Поряд із захистом зубів шестерень вимагають захисту від високого зносу та передчасної втоми також і підшипники кочення, тому що вихід з ладу підшипників часто є причиною відмови всього редуктора. Вплив редукторних масел на зношування підшипників перевіряється у тесті FAG FE 8 відповідно до норм DIN 51819-3. Редукторні масла Kluber перевищують мінімальні вимоги даного тесту для мастил класу CLP. Крім цього, у тесті FE 8 щодо оцінки можливості масла працювати протягом усього терміну служби підшипників вони перевищують дворазове розрахункове значення. Таким чином, передбачений конструкторами термін служби підшипників гарантовано досягатиметься.

Висновки

Наведені в нормах DIN 51517-3 або аналогічних їм AGMA 9005 для редукторних масел вказівки щодо підтвердження гарантійних показників часто недостатні для забезпечення надійної експлуатації редукторів. Високопродуктивні редукторні масла Kluber перевищують

ці показники і тому навіть у критичних режимах роботи редукторів забезпечують надійний захист зубчастих передач та підшипників від можливих пошкоджень.

УДК 620.178.16

ЗНОСОСТІЙКІСТЬ ЛАЗЕРНИХ ПОКРИТТІВ Ni-(Ti,Cr)C ТА $\text{Ni-(WC-W}_2\text{C)}$ В УМОВАХ АБРАЗИВНОГО ЗНОШУВАННЯ

Ілля Морщ

Державний університет «Київський авіаційний інститут», Київ

Науковий керівник – Марія Стороженко, д.т.н., доц.

Ключові слова: захисне покриття, лазерне наплавлення, карбід хрому-титану, зносостійкість

Вступ. В умовах сьогодення важливою технічною задачею є підвищення надійності деталей машин і механізмів, які зазнають інтенсивного пошкодження в умовах високих контактних навантажень, підвищених температур, дії агресивних середовищ та абразиву [1]. Тому в усьому світі велика увага приділяється розробленню зносостійких матеріалів та покриттів, а також розвитку та впровадженню нових методів зміцнення робочих поверхонь. Застосування захисних покриттів дозволяє суттєво підвищити експлуатаційні властивості поверхневого шару деталей, що зазнають пошкоджень в умовах експлуатації [2,3].

Метою даної роботи: є вивчення зносостійкості лазерних покриттів Ni-(Ti,Cr)C і $\text{Ni-(WC-W}_2\text{C)}$ в умовах інтенсивного абразивного зношування.

Матеріали та методи. У роботі на сталеву підкладку було нанесено лазерні покриття на основі самофлюсівного сплаву на нікелевій основі NiCrSiFe з добавками $70\%(\text{WC-W}_2\text{C})$ та $70\%(\text{Ti,Cr)C}$. Мікроструктуру отриманих покриттів досліджували на шліфах поперечного перетину. Випробування на абразивне зношування проводили за допомогою триботестера з постійним потоком абразивного порошку в трибологічному контакті. В якості абразиву використовували порошок карбиду кремнію, який подавався в зону контакту зразків з покриттями з сталевим диском. Під час випробувань зразки з лазерними покриттями нагрівали до температур 20, 600, 800 С. В роботі вимірювали масовий знос зразків, після чого визначали об'ємний знос покриттів. Додатково було проведено дослідження стійкості покриттів до дії абразиву методом склерометрії при кімнатній температурі.

Результати досліджень. Лазерні покриття на основі $\text{Ni-70\%(WC-W}_2\text{C)}$ та $\text{Ni-70\%(Ti,Cr)C}$ мають гетерофазну структуру, яка складається з матриці світло-сірого кольору на основі нікелю та зміцнюючих частинок карбідів, що рівномірно розподілені в матриці (рис.1). Товщина покриттів після шліфування становила 600-700 мкм. Обидка покриття характеризується суцільністю прилягання до сталевій підкладки, в покриттях відсутні тріщини. Пористість покриттів не перевищує 8 об%.

Результати трибовипробувань показали, що лазерне покриття Ni-(Ti,Cr)C характеризується значно меншими значеннями зносу (15-28 мкм) порівняно з покриттям $\text{Ni-(WC-W}_2\text{C)}$ (40-56 мкм) в усьому діапазоні випробовуваних температур. При цьому для покриття, що містить подвійний карбід титану хрому характерним є зменшення зносу при підвищенні температури випробувань, а для покриття з

частинками карбіду вольфраму - збільшення зносу при підвищенні температури. Можна припустити, що такі результати обумовлено інтенсивним окисненням карбіду вольфраму при температурах вищих 600 С.

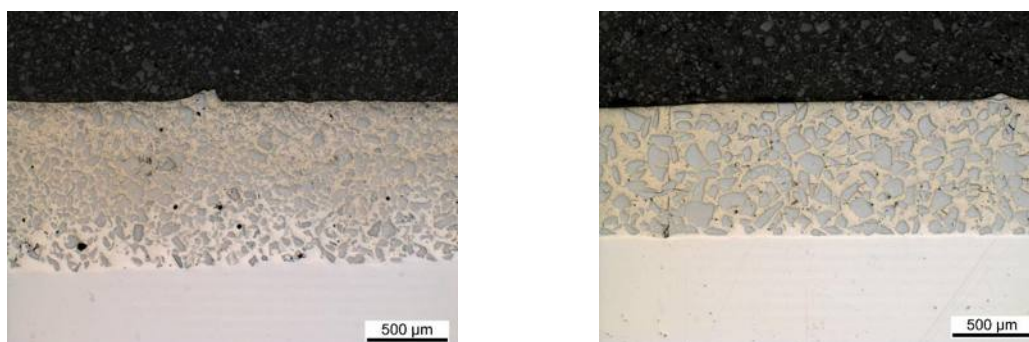


Рис.1. Структура лазерних покриттів Ni-70%(WC-W₂C) та Ni-70%(Ti,Cr)C

Висновки

В роботі отримали лазерні покриття на основі нікелевого сплаву з добавками подвійного карбіду титану-хрому та карбіду вольфраму на підклах зі сталі. За результатами триботехнічних випробувань встановлено, що отримані покриття на основі нікелевого сплаву зі зміцнюючими частинками карбіду титану-хрому мають вищу зносостійкість порівняно з покриттями на основі нікелевого сплаву, що містять частинки карбіду вольфраму.

Для пояснення отриманих результатів необхідно провести детальні дослідження поверхонь покриттів після триботехнічних досліджень для виявлення механізмів зношування отриманих покриттів.

Список використаних джерел:

1. Virupakshappa Lakkannavar, K.B. Yogesha, C. Durga Prasad, Rakesh Kumar Phanden, Srinivasa G, S Chandrashekar Prasad, Thermal spray coatings on high-temperature oxidation and corrosion applications – A comprehensive review, *Results in Surfaces and Interfaces*, 2024, Volume 16. <https://doi.org/10.1016/j.rsufi.2024.100250>
2. V.P.Brazhevskyi & O.O.Chernyshov, O.P.Umanskyi, O.Ye.Terentiev, M.S.Storozhenko, O.Yu.Koval & Yu.V.Gubin. Effect of Plasma Spraying Parameters on the Properties of (Ti, Cr)C–Ni Composite Coatings. *Powder Metallurgy and Metal Ceramics*. 2023. Volume 61. Pages 597–604. <https://doi.org/10.1007/s11106-023-00348-7>
3. V.P.Brazhevskyi & O.O.Chernyshov, O.P.Umanskyi, O.Ye.Terentiev, M.S.Storozhenko, O.Yu.Koval & Yu.V.Gubin. Microstructure and Tribological Behavior of Plasma Sprayed (Ti,Cr)C–Ni Composite Coatings. *Solid State Phenomena*, 2024. Volume 355. Pages 77-84. <https://doi.org/10.4028/p-2xixtJ>

УДК 629.735:629.03

**ДОСЛІДЖЕННЯ МОЖЛИВОСТЕЙ ВИКОРИСТАННЯ ТОПОЛОГІЧНОЇ
ОПТИМІЗАЦІЇ КОНСОЛЬНО ЗАЦЕМЛЕНОЇ ПЛАСТИНИ****Олександр Паламар***Державний університет «Київський авіаційний інститут», Київ**Науковий керівник – Антон Балалаєв, к.т.н., доц.*

Ключові слова: топологічна оптимізація, консоль, складний напружений стан, мінімізація маси.

В авіаційній промисловості зниження маси конструкцій є одним із найважливіших завдань, що визначають ефективність, безпеку та екологічність повітряного транспорту. З кожним роком вимоги до літальних апаратів стають все більш високими, що зумовлено необхідністю підвищення паливної економічності, збільшення дальності польоту та зниження впливу на навколишнє середовище. У зв'язку з цим питання зменшення маси конструкцій стає важливим аспектом, що стосується різних аспектів проектування, виробництва та експлуатації повітряних суден.

Топологічна оптимізація є одним із найсучасніших та найефективніших методів проектування конструкцій з метою мінімізації маси при дотриманні всіх функціональних вимог. Цей метод дозволяє значно покращити характеристики виробів, таких як жорсткість, міцність та вага, що особливо важливо для авіаційної галузі, де зниження маси має критичне значення. У поєднанні з використанням композитних матеріалів топологічна оптимізація дозволяє створювати інноваційні конструкції з оптимальним розподілом матеріалу, що мінімізує масу без втрати необхідних властивостей.

Мета роботи – мінімізація маси консольно зацмленої пластини при складному напруженому стані за допомогою топологічної оптимізації.

Дослідження проводилось методом числового експерименту у програмному середовищі Ansys Workbench Student, модулі Static Structural та Structural Optimization.

Розміри досліджуваної пластини – довжина - 200 мм, ширина – 22 мм, товщина – 4 мм; матеріал – сплав алюмінію. Навантаження – зосереджене зусилля 2 Н, два крутних моменти у взаємно перпендикулярних площинах, величина яких змінювалась від -100 Н·мм до +100 Н·мм, та -200 Н·мм до +200 Н·мм. На рис.1 представлені варіанти оптимізованої форми пластини для різних випадків навантаження.

При проведенні топологічної оптимізації задавалась функція оптимізації – маса.



Рис.1. Варіанти оптимізованої форми пластини для різних випадків навантаження

Після проведення топологічної оптимізації пластину з новою формою навантажувалась подібними зосередженою силою та двома крутними моментами. Результати представлені на рис. 2.

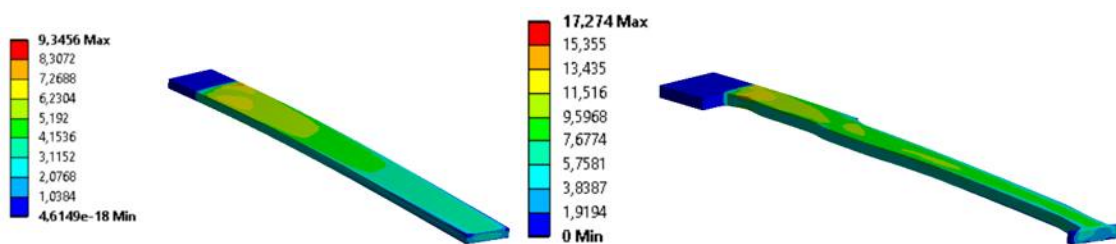


Рис.2. Напружений стан дослідженої пластини до і після топологічної оптимізації

Висновок

В роботі методом числового експерименту показано можливості застосування топологічної оптимізації з метою мінімізації маси. При проведенні топологічної оптимізації маса пластини зменшилась на 43,6%.

УДК 531.43 (0758.8)

МЕТОДИ ДОСЛІДЖЕННЯ ТЕРТЯ ТА ЗНОШУВАННЯ В МЕХАНІЧНИХ ПЕРЕДАЧАХ ТА МЕХАНІЗМАХ

Олександра Замниборщ, Давид Ісмагілов, Марія Говоруха
Державний університет «Київський авіаційний інститут», Київ

Науковий керівник – Григорій Голембієвський, старший викладач.

Ключові слова: методи, тертя, зношування, механізми, зносостійкість.

Вступ. Питання зношування є центральними в загальній проблемі тертя, змащувальної дії і зношування матеріалів. Однією з основних причин виходу з ладу механізмів є саме зношування рухомих спряжень машин.

Мета. Провести аналіз методів дослідження тертя та зношування в механізмах та механічних передачах з метою оцінки та впровадження сучасних підходів для зменшення впливу тертя на зношування елементів механізмів та машин.

Матеріали та методи вимірювання зношення. Основні методи, які застосовують для вимірювання зношування поверхонь тертя при роботі різних спряжень в умовах їх експлуатації або випробувань.

Метод визначення зношування за вмістом продуктів зношування в змащувальному матеріалі базується на взятті проби у відпрацьованому мастилі, де накопичились продукти зношування, що являють собою металічні частинки, оксиди металів і продукти хімічної взаємодії металів з компонентами мастила. Метод застосовують у лабораторних умовах, при експлуатації для вимірювання інтегрального зношування. Точність методу залежить від чутливості приладів до вмісту металічних домішок у мастилі (10^{-6} - 10^{-8} г/см³ мастила).

Метод мікрометричних вимірювань базується на визначенні розмірів деталі до та після зношування за допомогою мікрометра, індикатора або інших приладів із точністю в межах 1–10 мкм. Даний метод дозволяє використовувати універсальні та спеціальні засоби контролю точності поверхонь при їх виготовленні. Його основний недолік – неможливість вимірювання зношування безпосередньо під час роботи машини.

Метод штучних баз полягає в тому, що на поверхню, яка зношується, наносять заглиблення лише певної форми у вигляді конуса, піраміди і т.п. За зменшенням розмірів заглиблення (відбитка) роблять висновок про величину зношення. Застосовують різні варіанти даного методу: метод відбитків, метод лунок, метод негативних відбитків.

Метод поверхневої активації базується на вимірюваннях зниження радіоактивності при зношуванні. На деталі створюють радіоактивний об'єм глибиною 0,05-0,4мм шляхом опромінення зарядженими частинками (дейтронами, протонами, α -частинками). Величину зношення визначають за допомогою градуовального графіка шляхом порівняння зниження радіоактивності деталі зі зниженням радіоактивності зразка.

Результати. Для вимірювання зношування можна застосовувати інтегральні і диференційні методи оцінювання зношення. З огляду на розповсюджені методи вимірювання зовнішніх параметрів тертя, найбільш актуальним є вимірювання температури поверхонь з використанням апаратури, принцип роботи якої базується на реєстрації теплового випромінювання нагрітих поверхонь. Основною перевагою даного методу є дуже низька інерційність. Постійна часу сучасних фотоопорів, які використовують у ролі перетворювачів, дорівнює 10^{-6} ... 10^{-7} с.

В основу діагностики технічного стану деталей, що труться, рекомендовано метод паспортизації, який базується на оптимізації процесів, що проходять при терті і зношуванні матеріалів. Він дозволяє встановити причинні зв'язки, пояснити протікання цих процесів, класифікувати їх і розробити методи керування ними. Крім того, паспортизація пар тертя дає

можливість отримати повне уявлення про вплив матеріалу деталей, спосіб його обробки, зовнішніх механічних дій, мастила і середовища на якісні й кількісні характеристики зношування деталей машин. При проведенні паспортизації складається технічний паспорт вузла тертя. Структура паспорта містить такі групи характерних факторів: стан деталей пар тертя, нових або відремонтованих; умови тертя; протікання процесів зношування і пошкодження; заходи (рекомендації) з підвищення зносостійкості.

Висновок

Впровадження досягнень триботехніки (дослідження зношення елементів механізмів) у практику дає суттєвий економічний ефект. Профілактичне обслуговування машин і механізмів стає доцільнішим з точки зору економії ресурсів робочої сили, матеріалів і збільшення довговічності. Досвід експлуатації вертольотів середнього розміру показує, що 30% часу витрачається на непередбачене технічне обслуговування. Враховуючи, що собівартість експлуатації гелікоптера становить 1000 доларів США на годину, можна легко оцінити економічні втрати від таких операцій.

Список використаних джерел:

1. Кіндрачук, М.В. Трибологія / М.В. Кіндрачук, В.Ф. Хабутель, М.І. Пашечко, Є.В. Корбут. – К.: Вид-во Національного Авіаційного університету «НАУ-друк», 2009 – 232 с.
2. Закалов, О.В. Основи тертя і зношування в машинах: Навчальний посібник / О.В. Закалов, І.О. Закалов. – Тернопіль: Видавництво ТНТУ ім. І.Пулюя, 2011. – 322 с.

УДК 621.9.048.4

МОДЕЛЮВАННЯ ПРОЦЕСУ ЗНОШУВАННЯ ВУЗЛІВ ТЕРТЯ АВІАЦІЙНОЇ ТЕХНІКИ

Скворцов Олександр

Державний університет «Київський авіаційний інститут», Київ

Науковий керівник – Оксана Мікосянчик, д.т.н., проф.

Ключові слова: авіаційна техніка, тертя, знос.

Вступ. Безпека польотів авіаційної техніки значною мірою визначається рівнем надійності, закладеної під час її проектування та виробництва. Управління тертям, правильний підбір матеріалів за критеріями тертя та зносостійкості, раціональне конструювання вузлів тертя та оптимізація умов експлуатації можуть суттєво продовжити ресурс роботи та підвищити ефективність авіаційної техніки. Складність трибологічних процесів призводить до великої кількості методів досліджень та випробувань, що не забезпечує відтворення

результатів. Створення єдиної теоретичної основи експериментальної трибології утруднюється також наявністю значної частини чинників, які впливають на знос. Знос однієї і тієї ж пари тертя залежить від умов навантаження, температури, швидкості, стану поверхні тертя. Виникає необхідність розробки методів лабораторних випробувань, що дозволяють визначати такі параметри зношування, за допомогою яких можливо прогнозувати зношування вузлів тертя авіаційної техніки.

Матеріали та методи. Визначення характеристик поверхонь вузлів тертя є комплексною задачею, що включає у себе визначення фізико-хімічних та механічних характеристик поверхонь, а також математичне моделювання процесу тертя відповідно до його природи та геометричної форми, лінійних розмірів і шорсткості поверхонь контакту відповідних деталей. Для математичного моделювання процесу зношування вузлів авіаційної техніки внаслідок тертя необхідний системний підхід, що включає у себе побудову адекватного математичного апарату для визначення: фізичних аспектів взаємодії поверхонь вузлів при їх взаємному русі; особливості взаємодії поверхонь з хімічно активним середовищем, що збільшує інтенсивність зношування під час тертя; технологічні стандарти, що регламентують якість контактних поверхонь, технічне обслуговування та умови їх експлуатації.

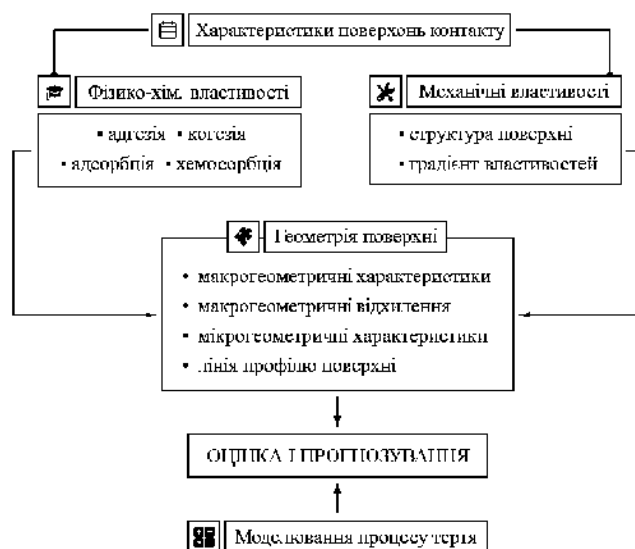


Рис. 1. Схема визначення цільових показників зношування вузлів на базі характеристик поверхонь та моделювання процесу тертя.

Результати. Сучасні алгоритми оцінки впливу тертя на цілісність вузла та прогнозування критичного рівня зношування складових авіатехнічної системи базуються на стандартному математичному апараті та визначенні за його допомогою цільових показників (рис. 1). Базова модель визначення фізико-хімічних властивостей поверхонь оцінюється на рівні явищ адгезії/когезії та адсорбції/хемосорбції. У залежності від матеріалу поверхні вузлів

тертя авіаційної техніки може бути визначена поверхнева активність, а відповідно і зменшення сили тертя і стійкість до деформування об'єкту контролю.

Визначення механічних характеристик поверхонь авіаційних вузлів базуються на значенні межі міцності, межі плинності, модулі пружності, твердості матеріалу.

На рівні математичної моделі властивості поверхневих і приповерхневих шарів елементу описується через функцію градієнту механічних властивостей. При позитивному градієнті матеріали складають антифрикційну пару з високою зносостійкістю, що широко використовується при розробці багатокомпонентних зносостійких покриттів [1].

Висновок

Проведено аналіз факторів, що впливають на зношування вузлів авіаційної техніки та визначені критерії для математичного моделювання процесу зношування вузлів тертя.

Список використаних джерел:

1. Kinnison H. A. Aviation Maintenance Management. McGraw-Hill Professional; 1st edition. 2004. 368p.

УДК 629.78

ДОСЛІДЖЕННЯ МОЖЛИВОСТЕЙ ВИКОРИСТАННЯ НАНОМАТЕРІАЛІВ В КОСМІЧНОМУ ЛІФТІ

Митрофанов Святослав

Аерокосмічний ліцей на базі Національного аерокосмічного університету ім. М.Є. Жуковського "ХАІ", м. Харків

Науковий керівник – Володимир Повгородній, к.т.н., доц.

Ключові слова: космічний ліфт, наноматеріали, вуглецеві нанотрубки, міцність, космічні технології

Вступ. Космічний ліфт – це концепція, що передбачає створення структури, яка з'єднає Землю з космосом, дозволяючи транспортувати вантажі без використання ракет. Актуальність цієї теми зростає у зв'язку з потребою у зниженні витрат на космічні перевезення та підвищенням ефективності доступу до космічного простору. Використання наноматеріалів, таких як вуглецеві нанотрубки, є ключовим фактором у реалізації цієї амбітної ідеї, оскільки вони забезпечують необхідну міцність та легкість конструкцій.

Матеріали та методи. Об'єктом дослідження є вуглецеві нанотрубки, які характеризуються високою міцністю на розрив та малою вагою. Для оцінки механічних властивостей наноматеріалів використовувалися методи комп'ютерного моделювання, а також експериментальні дослідження на зразках матеріалів. Зокрема, застосовано метод молекулярної динаміки для моделювання поведінки нанотрубок під навантаженням. Вуглецеві нанотрубки — це циліндричні структури з атомів вуглецю, які мають надзвичайну міцність і легкість. Використовуються для виготовлення тросів космічного

ліфта, оскільки здатні витримувати великі навантаження.

Нанокompозити: це матеріали, що складаються з двох або більше компонентів, один з яких має нанометрові розміри. Вони можуть мати покращені механічні, електричні та теплові властивості. Застосовуються для підвищення міцності та зменшення ваги конструкцій космічного ліфта.

Керамічні та металеві сплави: високотемпературні кераміки та легкі метали (наприклад, алюміній, титан). Вони мають такі властивості як стійкість до корозії та високих температур

Полімери з високою міцністю: спеціальні полімери, такі як арамідні волокна (наприклад, Кевлар). Ці матеріали легкі, але дуже міцні. Їх можна виготовляти рідними методами, такими як, хімічне осадження з газової фази (CVD), лазерне випаровування, електрохімічне осадження.

Використання програмного забезпечення для моделювання механічних властивостей матеріалів (наприклад, методи молекулярної динаміки).

Тестування матеріалів: механічні випробування (розтягування, стиснення), термальні випробування, випробування на втомлюваність.

Процес: Оцінка міцності, гнучкості та інших характеристик матеріалів.

Конструювання і прототипування: використання CAD-систем для проектування елементів космічного ліфта.

Процес: Створення масштабних моделей для тестування в лабораторних умовах.

Виробництво і обробка: лазерна обробка, 3D-друк, традиційні методи обробки металів і композитів.

Процес: Виготовлення компонентів за специфікаціями, враховуючи всі навантаження та умови експлуатації.

Результати. Отже можна зробити висновок, що вуглецеві нанотрубки можуть витримувати значні навантаження, що робить їх перспективними для використання в конструкції космічного ліфта. Моделювання виявило, що при оптимальному розташуванні нанотрубок можливо досягти підвищення міцності конструкції на 30% у порівнянні зі звичайними матеріалами. Крім того, експериментальні дані підтвердили, що використання композитів на основі нанотрубок може знизити загальну вагу системи на 20%, що є критично важливим для космічних технологій.

Висновок

Отримані результати свідчать про високу ефективність використання наноматеріалів у проектуванні космічного ліфта. Вуглецеві нанотрубки можуть значно підвищити міцність і зменшити вагу конструкцій, що відкриває нові перспективи для розвитку космічних технологій. Подальші дослідження повинні бути спрямовані на оптимізацію виробничих процесів та інтеграцію цих матеріалів у реальні проекти космічного ліфта.

Список використаних джерел:

1. Space elevator. URL <https://t1p.de/0l7so>

УДК 539.4

**ШЛЯХИ ПОКРАЩЕННЯ ТРИБОТЕХНІЧНИХ І МЕХАНІЧНИХ ВЛАСТИВОСТЕЙ
КОМПОЗИЦІЙНИХ ПОЛІМЕРНИХ МАТЕРІАЛІВ ДОДАВАННЯМ
НАПОВНЮВАЧІВ І НАНОЧАСТОК****Шатило Сергій Володимирович***Державний університет «Київський авіаційний інститут», Київ**Науковий керівник – Носко П.Л., д.т.н., професор.*

Ключові слова: полімер, триботехніка, нанокомпозит, наповнювач.

Реактопластичні полімерні композиційні матеріали (ПКМ) на сьогоднішній день мають широке розповсюдження у різних галузях промисловості. Кількість комбінацій матриць, в'язучих, наповнювачів дозволяє досягти бажаних міцнісних та триботехнічних характеристик, отримати бажані властивості. Не зважаючи на видатні характеристики ПКМ як таких, продовжують досліджуватися все нові й нові комбінації полімерів та наповнювачів, що значно покращують характеристики ПКМ.

Основна частина. До основних відомих реактопластичних полімерних композиційних матеріалів належать такі як, наприклад, Акрилонітрилбутадієнстирол (ABS), Поліетилен високої щільності (HDPE), Поліетилен низької густини (LDPE), Поліпропілен (PP), Полієфірефіркетон (PEEK), Полікарбонат (PC), Поліамід (PA), Полііміди (PI), Надвисокомолекулярний поліетилен високої щільності (UHMWPE), поліметилметакрилат (PMMA). Усі ці матеріали самі по собі мають визначні міцнісні та триботехнічні характеристики, які, як показують дослідження, все ще можна покращити.

Так, дослідження [1] досліджувало характеристики полііміду (PI) із додаванням наночастинок однорідно диспергованого SiO_2 . Поліімід сам по собі являється ПКМ із високими механічними характеристиками, прийнятною зносостійкістю, матеріали на основі PI знаходять своє застосування у виготовленні самозмащувальних підшипників. Матеріали для дослідів вироблялися за допомогою технології полімеризації *in situ*. У результаті, із додаванням 5 мас.% нано- SiO_2 , термостійкість та термічна стабільність вищі на 10°C у порівнянні із «чистим» PI. Що до механічних та триботехнічних характеристик, то за тих же 5 мас.% нано- SiO_2 , міцність на стиск та модуль пружності збільшились на 42,6 та 45,2% відповідно, а коефіцієнт тертя зменшився на 6,8% завдяки товстим і рівномірним переносним плівкам. В той же час, як негативний ефект, варто відмітити властивість наночастинок до агломерації у більші кластери коли їх вміст часток набагато більший через Ван-дер-Ваальсову взаємодію, з чого випливає необхідність контролю однорідності розподілення наночастинок у матеріалі під час його виготовлення.

Дослідження [2] вивчає і вплив додавання на композит PEEK покриття з порошку гексагонального Бор-Нітриду (h-BN). PEEK без та з напиленням випробовували термічно, при температурах від 30 до 300°C, а також досліджували на знос методом «кулі на диску». Під час дослідів виявлено, що для такої комбінації композиційного матеріалу та напилення оптимальними температурами, за яких спостерігаються найнижчі значення коефіцієнту тертя та інтенсивність зношування, є температурний діапазон від 100 до 200 °C, при цьому не спостерігалось хімічних або структурних змін композиційного матеріалу.

Покращення стійкості до абразивного зносу, полімерного матеріалу із наповнювачем та напиленням досліджується у роботі [3]. Так, у основу із полістиролу HIPS (High impact polystyrene) додавався наповнювач із кремнезему. Також у варіанті багатошарового покриття, а саме: HIPS – перфторований акриловий кополімер (PFAC), для кращої адгезії та підвищення зносостійкості – покриття з діоксиду кремнію, композит створювався напиленням. У ході дослідів було визначено, що найкращим співвідношенням наночасток до матриці за масою є 50% наночасток кремнезему по відношенню до маси HIPS. Таке співвідношення показало найнижче значення коефіцієнту тертя. Дослідження на абразивний знос проводилися на ротаційному абразиметрі Табера. Як результат, композиційний матеріал витримав 45 безперервних лінійних циклів абразивного зносу при навантаженні 15 кПа. У порівнянні, схоже виконання композиційного матеріалу, але зі звичайним полістиролом замість HIPS, витримало тільки 15 циклів.

Полімерні композиційні матеріали також не рідко комбінують і з металами. Робота [4], проводить дослідження із комбінації наноматеріалу Ti_3C_2 , а також нанокompозиту $Ti_3C_2/UHMWPE$. За результатами дослідів включення наночасток Ti_3C_2 у структуру UHMWPE покращують термічні та механічні властивості останнього. Міцність на розрив збільшується із часткою Ti_3C_2 у композиті, досягаючи максимуму при значеннях близьких до 0.75 мас.%. Трибологічна сторона дослідження ґрунтувалася на експериментах за схемою «кулька на диску», у яких композит із включенням Ti_3C_2 показав кращі показники зносостійкості ніж звичайний UHMWPE без домішок.

Висновок

Полімерні композиційні матеріали продовжують розвиватися, не тільки поєднанням матриць та в'язучих, а і включенням різноманітних домішок, як неорганічних, так і органічних, металевих. Цей напрямок набирає популярності, так як потенціал полімерних композитів і близько не вичерпано, а кількість можливих комбінацій для дослідження майже безмежна.

Список використаних джерел:

1. Zhao, Y., Qi, X., Dong, Y., Ma, J., Zhang, Q., Song, L., ... & Yang, Q. (2016). Mechanical, thermal and tribological properties of polyimide/nano-SiO₂ composites synthesized using an in-situ polymerization. *Tribology International*, 103, 599-608.
2. Tharajak, J., Palathai, T., & Sombatsompop, N. (2017). Recommendations for h-BN loading and service temperature to achieve low friction coefficient and wear rate for thermal-sprayed PEEK coatings. *Surface and Coatings Technology*, 321, 477-483.
3. Masood, M. T., Heredia-Guerrero, J. A., Ceseracciu, L., Palazon, F., Athanassiou, A., & Bayer, I. S. (2017). Superhydrophobic high impact polystyrene (HIPS) nanocomposites with wear abrasion resistance. *Chemical Engineering Journal*, 322, 10-21.
4. Zhang, H., Wang, L., Chen, Q., Li, P., Zhou, A., Cao, X., & Hu, Q. (2016). Preparation, mechanical and anti-friction performance of MXene/polymer composites. *Materials & Design*, 92, 682-689.

АЕРОКОСМІЧНА ТА АВІАЦІЙНА ІНЖЕНЕРІЯ

УДК 359:623.7

ДОСЛІДЖЕННЯ МОЖЛИВОСТЕЙ БПЛА

Куценко Микола

Державний університет «Київський авіаційний інститут», Київ

Керівник – Володимир Повгородній к.т.н., доц.

Ключові слова: пілотування, літальний апарат, аерозйомка, військова ціль

Вступ до безпілотних літальних апаратів (БПЛА)

Безпілотні літальні апарати (БПЛА), або дрони, – це літаючі пристрої, що керуються дистанційно або виконують автономні польоти. Завдяки універсальності вони широко застосовуються у сільському господарстві, відеозйомці, рятувальних операціях, військовій справі та моніторингу довкілля.

Класифікація БПЛА згідно [1, 2]

За розміром і вагою:

Мікро (до 250 г) – для аматорського використання, фото- та відеозйомки.

Міні (250 г – 2 кг) – застосовуються у сільському господарстві та аерозйомці.

Малі (2 – 25 кг) – використовуються у бізнесі, доставці, охороні.

Середні (25 – 150 кг) – мають військове та комерційне призначення.

Великі (150+ кг) – застосовуються у промислових та військових цілях.

За стилем управління:

Дистанційно керовані – управляються оператором.

Автономні – виконують завдання без втручання людини.

Напіваавтономні – поєднують дистанційне управління з автономними функціями.

Застосування БПЛА [3, 4]

Військові БПЛА

Використовуються для розвідки, патрулювання, атак. Оснащені камерами високої роздільної здатності, навігаційними системами, зброєю. Технології Stealth роблять їх малопомітними.

Комерційні БПЛА

Застосовуються у сільському господарстві (моніторинг врожайності, обробка полів), будівництві (аерозйомка, оцінка стану об'єктів), кінематографії, доставці товарів.

Дрони для особистого використання

Популярні серед любителів аерофото та відеозйомки. Оснащені камерами, легкі у використанні, мають автоматичні режими польоту.

БПЛА в рятувальних операціях

Використовуються для пошуку зниклих осіб, оцінки наслідків катастроф, моніторингу небезпечних зон. Оснащені тепловізорами, автоматичними системами польоту, можуть доставляти медикаменти.

Технології БПЛА [5, 6]

Сучасні дрони використовують:

GPS, ГЛОНАСС – для точного позиціонування.

Сенсори – Lidar, оптичні, радіолокаційні.

Штучний інтелект – для аналізу даних та навігації.

Хмарні технології – для збереження та обробки інформації.

Виклики та обмеження

Попри переваги, БПЛА мають проблеми:

Регуляторні обмеження – законодавча невизначеність.

Технічні обмеження – автономність, радіус дії, вага корисного навантаження.

Безпека – загрози зловмисного використання, витоку даних.

Етика – проблеми конфіденційності, вторгнення у приватне життя.

Майбутнє БПЛА

Розвиток технологій, штучного інтелекту, нових джерел енергії сприятиме вдосконаленню БПЛА. Очікується інтеграція дронів у міську інфраструктуру, впровадження аеротаксі та подальший розвиток аграрних технологій. Важливими залишаються питання безпеки та навчання операторів.

Висновок

БПЛА мають значний потенціал для трансформації багатьох галузей, підвищення ефективності, безпеки та якості життя.

Список джерел:

1. https://journals.khnu.km.ua/vestnik/pdf/tech/pdfbase/2018/2018_3/jrn/pdf/42.pdf
2. <https://ir.lib.vntu.edu.ua/bitstream/handle/123456789/37624/18659-66031-1-PB.pdf?isAllowed=y&sequence=1>
3. https://uk.wikipedia.org/wiki/Бойовий_безпілотний_літальний_апарат
4. <https://heraldts.khmn.edu.ua/index.php/heraldts/article/view/371>
5. <https://www.dronarium.com.ua/uk/uslugi/spasatelnye-operacii/>
6. <https://infocenter.rada.gov.ua/uploads/documents/28939.pdf>

УДК 629.735.7

МАТЕРІАЛИ ВИГОТОВЛЕННЯ ДРОНІВ ТА ЇХ ЯКІСТЬ

Олександр Бабняк

Державний університет «Київський авіаційний інститут», Київ

Керівник – Володимир Повгородній к.т.н., доц.

Ключові слова: дрони, матеріали, технології, якість, конструкція, міцність.

Вступ. Сучасні дрони відіграють важливу роль у багатьох сферах діяльності людини. Вони використовуються для аерофотозйомки, моніторингу полів у сільському господарстві, здійснення логістичних операцій, забезпечення безпеки та навіть у військових цілях. Завдяки постійному розвитку

технологій безпілотні літальні апарати стають дедалі легшими, міцнішими та ефективнішими.

Одним із ключових аспектів конструкції дрона є вибір матеріалу для його корпусу, каркасу та інших компонентів. Саме матеріал визначає вагу дрона, його стійкість до пошкоджень, тривалість польоту та експлуатаційну довговічність. У цій статті ми розглянемо основні матеріали, що використовуються для виготовлення дронів, а також їхні характеристики та вплив на загальну якість пристрою.

Основні матеріали. Пластик, зокрема ABS та полікарбонат, часто застосовується у бюджетних моделях дронів через свою дешевизну та легкість. Він дозволяє знизити загальну вартість пристрою, однак має обмежену міцність і стійкість до погодних умов. З іншого боку, професійні та гоночні дрони часто виготовляються з вуглецевого волокна. Цей матеріал поєднує в собі високу міцність та мінімальну вагу, що забезпечує більшу швидкість і маневреність апарата. Проте карбон має високу собівартість та може створювати перешкоди для роботи антен і сенсорів.

Для підвищення жорсткості конструкції інколи використовуються алюмінієві або магнієві сплави. Вони додають міцності та забезпечують хорошу термостійкість, що особливо важливо для дронів, які працюють у складних умовах. Водночас ці матеріали є важчими за карбон, що може впливати на ефективність польоту. У високотехнологічних дронах, які використовуються в авіаційній або військовій сферах, нерідко застосовуються титанові сплави. Вони мають відмінне співвідношення міцності та ваги, а також підвищену стійкість до корозії, проте через високу вартість їхнє використання обмежене.

Окрему нішу займають комбіновані матеріали, які поєднують у собі найкращі характеристики різних речовин. Наприклад, корпус може складатися з пластику з армованими вуглецевими вставками, що забезпечує баланс між легкістю, міцністю та вартістю. Такі рішення часто використовуються у промислових та військових дронах, де важлива максимальна ефективність та довговічність конструкції.

Вплив матеріалу на характеристики дрона. Матеріал дрона безпосередньо впливає на його характеристики. Вага визначає дальність і тривалість польоту: чим легший дрон, тим більше енергії він може заощадити на маневрах. Міцність корпусу забезпечує його довговічність, зменшуючи ризик пошкодження під час ударів або падінь. Стійкість до погодних умов, зокрема до перепадів температур і вологості, також є важливим фактором, особливо для дронів, які працюють у складних середовищах. Крім того, вибір матеріалу впливає на ремонтпридатність: пластик та алюміній легше піддаються ремонту, тоді як карбон складніше відновити після серйозних пошкоджень.

Висновок

Вибір матеріалу для дрона є ключовим аспектом його конструкції. Пластик підходить для

недорогих і аматорських моделей, тоді як карбон і метали використовуються у професійних, промислових та військових дронах. Оптимальне поєднання матеріалів дозволяє створювати ефективні, довговічні та продуктивні безпілотні апарати, які можуть відповідати вимогам найрізноманітніших сфер застосування.

Список використаних джерел:

1. USMT – Українське виробництво дронів: матеріали, конструкції та особливості складання.

URL: <https://www.usmt.com.ua/>

2. Focus.ua – Особливості виготовлення рам та компонентів для дронів в Україні URL:

<https://focus.ua/>

3. BattleBorn – український виробник дронів та військової електроніки. URL:

<https://battleborn.com.ua/>

4. Vikna.tv – Виробництво дронів в Україні: проблеми та перспективи. URL: <https://vikna.tv/>

УДК 355.45

ОСОБЛИВОСТІ КОНСТРУКЦІЇ ТА ВИКОРИСТАННЯ СУЧАСНИХ FPV ДРОНІВ

Володимир Восіло, Артем Сичов

Державний університет «Київський авіаційний інститут», Київ

Науковий керівник – Олег Шевченко, к.т.н., доц.

Ключові слова: FPV-дрони, виробництво дронів, використання дронів, ефективність, компоненти FPV дронів.

Однією з найбільш обговорюваних тем українсько-російської війни, безумовно, є використання дронів FPV (First Person View). Шлях FPV до поля бою почався з того, що пілоти-любители брали свої, оснащені камерою, безпілотники в подорожі та записували на відео, як вони літають навколо покинутих будівель, пляжів, парковок тощо. Це означало, що люди спочатку надавали перевагу льотним характеристикам своїх дронів.

У цій статті ми хочемо в першу чергу зосередитися на виробництві та використанні FPV в сучасних реаліях. Попередня популярність цього хобі забезпечила швидкий прогрес у цій галузі. Щоб глибше зрозуміти, чому FPV настільки поширені, нам потрібно поглянути на принципи їх конструкції.

Для створення FPV потрібні: ротори, пропелери, фреймворк (платформа), акумулятор, контролер польоту та джойстик із гарнітурою. Тож, це не набагато складніше, ніж побудувати радіокеровану модель літака. Двигуни та акумулятори: різні комбінації, що використовуються для різних цілей. Більш потужний двигун у поєднанні з потужнішою батареєю забезпечує вищу швидкість і більшу дальність польоту. Існують два основні типи пропелерів: "tri-blade" та "bi-blade". Конструкція з трьома лопатями має перевагу в точності керуванні, але конструкція з двома лопатями є більш ефективною у використанні акумулятора. Що стосується бойового використання, "байблейди" більш поширені в розвідувальних місіях через більший час польоту, тоді як "трайблейди" в основному зустрічаються на безпілотниках, які використовуються для знищення ворожих цілей.

Контролер польоту це доволі примітивна материнська плата, яка розташована в корпусі дрону і забезпечує зв'язок між пілотом та дроном. Було встановлено, що цей елемент схильний до засобів РЕБ, тому в останніх ітераціях ми бачили використання безпілотних літальних апаратів з дротовим керуванням. Також розпочато інтеграцію ШІ (штучний інтелект) для ідентифікації цілей, сканування місцевості та оновлену версію системи «свій-чужий». Фреймворк (платформа): рама має бути легкою, оскільки розміри та вихідні потужності відносно малі, наприклад до 8 дюймів (380 мм) та до 400-500 грам повної маси та в основному виготовлені з вуглепластику. Для подальшого зменшення ваги, каркас часто вкривають технологічними отворами, також існують типові форм-фактори каркасів: "True-X", "Stretched-X" та "H-frame". Оскільки швидкість звичайного FPV не перевищує 150 км/год, аеродинаміка не відіграє значної ролі. Джойстики дронів FPV використовують датчики Холла або потенціометри з регульованим натягом і різними стилями захоплення.

Розглянемо загальне використання FPV. Сучасні технології дозволили масово виготовляти безпілотники за низькою ціною, а це означає, що вони можуть бути надійним і простим в експлуатації засобом ведення війни. Деякі ключові сфери застосування безпілотних літальних апаратів FPV: повітряна розвідка, пошуково-рятувальні операції, знищення цілей, локально-логістична підтримка підрозділів тощо.

Розвідка і спостереження: FPV-дрони збирають інформацію в реальному часі, дозволяючи військовим уникати небезпеки. Пошуково-рятувальні роботи: використовується для пошуку зниклих людей, дослідження небезпечних районів і виконання складних рятувальних і розвідувальних завдань. FPV дрони-камікадзе: оснащені вибухівкою для ураження техніки противника, знищення бойового складу, надання оперативної допомоги бойовим силам. Протидія безпілотникам противника: сучасні коптери можуть розвивати швидкість, якої достатньо для наближення до тактичного БПЛА. Вони оснащені оптикою, системами зв'язку та бойовою частиною відповідно. Оператору достатньо підійти до умовного «Орлана» і зіткнутися з ним у двобой.

Висновок

FPV-дрони еволюціонували від хобі до важливого елемента сучасної війни завдяки своїм льотним характеристикам та простоті виробництва. Їхні основні компоненти, такі як контролер польоту, ротори, акумулятори та пропелери, визначають ефективність у різних бойових умовах. FPV активно використовуються для розвідки, пошуково-рятувальних операцій, ураження цілей та боротьби з ворожими безпілотниками. Інженери постійно вдосконалюють ці дрони, інтегруючи ШІ, покращуючи захист від РЕБ та оптимізуючи конструкцію для бойових завдань. Завдяки низькій собівартості та високій ефективності FPV-дрони стали доступним і смертоносним інструментом сучасного поля бою.

Список використаних джерел:

1. Mykhaylo Zabrodskyi, Jack Watling, Oleksandr V Danylyuk and Nick Reynolds, Preliminary Lessons in Conventional Warfighting from Russia's Invasion of Ukraine: February–July 2022 : Royal United Services Institute for Defence and Security Studies, 2022. 66с.

2. How cheap drones are transforming warfare in Ukraine URL: <https://archive.ph/U3Wei>
3. How would you use drones in war? URL: <https://www.reddit.com/r/fpv/comments/>

УДК 629.7.01

ОПТИМІЗАЦІЯ КОНСТРУКЦІЇ КРИЛА ЛІТАКА BOEING 737 NEXT GENERATION: АНАЛІЗ НАПРУЖЕНОГО СТАНУ ТА ПІДВИЩЕННЯ ДОВГОВІЧНОСТІ КРІПЛЕНЬ

Керней Вікторія

Державний університет «Київський авіаційний інститут», Київ

Науковий керівник – Андрій Хімко, к.т.н., доц.

Ключові слова: Boeing 737 NG, кріплення крила, напруження, втомна стійкість, конструкція літака, циклічні навантаження, тріщини, оптимізація геометрії.

Літак Boeing 737 NG є одним із найпоширеніших комерційних повітряних суден у світі, і завдяки своїй надійності, економічності та високій ефективності став основним вибором для багатьох авіакомпаній [1].

Вузол кріплення крила до фюзеляжу належить до найбільш критичних елементів конструкції літака. Він передає значні аеродинамічні та механічні навантаження, що виникають під час польотів. У літаках Boeing 737 NG цей вузол реалізовано у вигляді так званих «pickle forks» (металеві лонжеронні вилки), які з'єднують центральний лонжерон крила з фюзеляжем [2]. Вони виконують важливу функцію передачі навантажень, таких як бічні сили, моменти згинання та кручення, що виникають під час зльоту, посадки та маневрування.

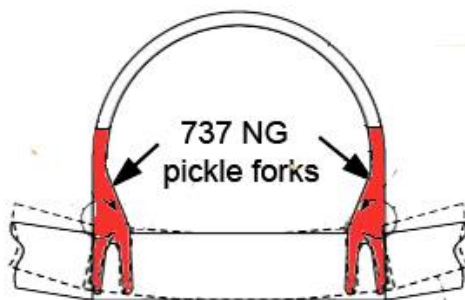


Рис.1. Схематичне розміщення вузлів кріплення на літаку Boeing 737 NG.

Останні перевірки виявили тріщини у вузлах кріплення крил на літаках Boeing 737 NG, [3]. Це стало серйозною проблемою, оскільки тріщини в критичних елементах конструкції можуть призвести до катастрофічних наслідків. Зокрема, це привело до тимчасового призупинення польотів понад 50 літаків 737 NG по всьому світу, що поставило під сумнів довговічність конструкції та її здатність витримувати циклічні навантаження протягом всього терміну служби.



Рис.2. Виявлена тріщина у елементі вузла кріплення крила до фюзеляжу

Для забезпечення надійності та довговічності конструктивних елементів крила літака було розглянуто кілька стратегій. Одним із можливих рішень для покращення довговічності компонента є заміна матеріалу на більш стійкий до навантажень. Проте цей підхід супроводжувався б суттєвим зростанням вартості як на етапі розробки, так і у процесі серійного виробництва.

У зв'язку з цим було обрано альтернативний підхід - оптимізацію геометрії конструкції, що є більш економічно доцільним рішенням. Зокрема, модифікація конструктивних параметрів, таких як збільшення товщини лонжерона та радіусів закруглення в критичних зонах, дозволить суттєво знизити рівень локальних максимальних напружень, і може забезпечити підвищення втомної стійкості до 60%. Найкращі результати були досягнуті при варіанті, що передбачає збільшення товщини лонжерона та радіусів закруглення, що дозволило значно покращити довговічність конструкції при мінімальному збільшенні маси. Це дозволить значно зменшити ризик розвитку тріщин при багатьох циклах навантаження.

Висновок

Вибір геометричної оптимізації замість зміни матеріалів є більш економічно доцільним, оскільки значно знижує витрати на розробку та виготовлення. Основні результати оптимізації показують, що зміни в геометрії компонента можуть суттєво зменшити ризик катастрофічних пошкоджень і поліпшити його втомну довговічність без значного впливу на масові та економічні характеристики літака.

Список використаних джерел:

1. Boeing 737 NG — Technical Specs [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://www.boeing.com/commercial/737ng#Technical%20Specs>
2. Lakic N. Aircraft wing-to-fuselage joint with active suspension and method : U.S. Pat. 9,399,508 B2 / N. Lakic, R. Shubin, M. Hou, P. Feher ; Publ. Date: Jul. 26, 2016. – U.S. Patent and Trademark Office, 2016.
3. **FAA.** Airworthiness Directives: The Boeing Company Airplanes, FAA-2020-0789-0015 [Електронний ресурс] / FAA. – Опубл. 4 трав. 2021 р. – Режим доступу: <https://www.regulations.gov/document/FAA-2020-0789-0015>

АВТОМАТИЗАЦІЯ ТА ЕНЕРГОЕФЕКТИВНІСТЬ В АВІАЦІЙНІЙ ГАЛУЗІ

УДК 629.735.048.3 (045)

АВТОМАТИЗОВАНА СИСТЕМА ВЕНТИЛЯЦІЇ ТА КОНДИЦІОНУВАННЯ ДЛЯ ЗАХИСТУ ВІД ШКІДЛИВИХ РЕЧОВИН І ВІРУСНИХ ЗАХВОРЮВАНЬ У ПОВІТРЯНОМУ СУДНІ

Тетяна Кравчук, Микола Кравчук

Державний університет «Київський авіаційний інститут», Київ

Науковий керівник – Микола Кравчук, к.т.н., доц.

Ключові слова: автоматизована система, повітряне судно, електрообладнання, тиск, температура, вентиляція

Система вентиляції та кондиціювання повітряного судна належить до систем життєзабезпечення, тобто без даної системи неможлива експлуатація повітряного судна. Дослідження автоматизованої системи керування параметрами мікроклімату в кабіні повітряного судна є актуальним, особливо в умовах проведення пасажирських авіаційних перевезень в умовах епідемії вірусних хвороб.

Метою роботи є дослідження можливостей захисту від шкідливих речовин і вірусних захворювань в автоматизованій системі вентиляції та кондиціювання повітряного судна.

Зовнішнє повітря, яке введене у кабіну повітряного судна, може включати небезпечні і шкідливі речовини, що є викидами промислових підприємств, транспорту і утворені в результаті згорання викопного палива. Крім цього в кабіну повітряного судна потрапляє повітря, що було відібране від компресорів авіаційних двигунів, до складу якого можуть входити пари пального та продукти повного і неповного спалювання паливно-мастильних матеріалів. На кількість утворених шкідливих речовин впливає час експлуатації двигунів повітряних суден, що, відповідно, призводить до зростання їхньої концентрації у відібраному повітрі. Ця величина нормується на рівні 0,0002 мг/л для продуктів розкладання пального та оливи, і 0,3 мг/л для пари авіаційного палива. Введення повітря, забрудненого шкідливими речовинами, в кабіну повітряного судна заборонено.

Автоматизована система кондиціювання забезпечує оптимальні параметри мікроклімату, та циркуляцію повітря в кабіні пілотів, передній та задній кабінах пасажирів (COCKPIT, FWD CABIN, AFT CABIN), для яких характерне незалежне керування температурою, та захист від шкідливих речовин і вірусних захворювань.

Головним вузлом захисту від шкідливих речовин і поширення вірусних інфекцій у кабіні літака є блок MIXER UNIT автоматизованої системи вентиляції та кондиціювання повітря

судна, представлений на рис. 1. У даному блоці проходить процес змішування холодного повітря із рециркуляційним, що надходить з кабіни пасажирів. Рух рециркуляційного повітря забезпечується системою вентиляторів, а очищення – HEPA-фільтрами.

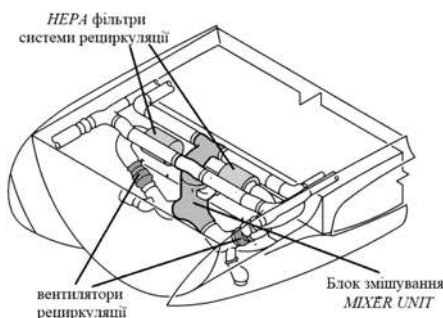


Рис. 1. Структурна схема блока змішування автоматизованої системи вентиляції та кондиціювання повітря судна

Автоматизована система вентиляції та кондиціювання кабіни повітряного судна має особливість: періодичність повного оновлення повітря в салоні становить 3 хв. Процедура оновлення здійснюється шляхом автоматизованого пропускання повітря з салону через HEPA-фільтри, використовуючи вентилятори системи рециркуляції. HEPA-фільтри, характеристики яких відповідають міжнародному стандарту EN 1822-1:2009, використовують волокна різної товщини від 0,5 до 5 мікрометрів, розміщені в хаотичний спосіб.

Висновок

Досліджено можливість експлуатації автоматизованої системи вентиляції та кондиціювання повітря судна в умовах захисту від шкідливих речовин і епідемії вірусних хвороб. Ефективним результатом є рекомендація використання сучасної автоматизованої системи вентиляції та кондиціювання та кругової циркуляції повітря в салоні, що дозволить мінімізувати вплив шкідливих речовин і ризик зараження вірусними хворобами в разі наявності в салоні інфікованого пасажирів.

Список використаних джерел:

1. Єнчев С.В., Панчук Л.В. Підвищення енергоефективності системи кондиціювання повітря пасажирського літака. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <http://www.icit.nau.edu.ua/files/sbt/7-8/3.pdf>. Дата звернення: 24.03.2025.
2. Flight Operations Support & Services. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://utc-aviator.com/wp-cont/LTX-VS.pdf>. Дата звернення: 24.03.2025.

УДК 004.94+519.6.621.3

МОДЕЛЮВАННЯ ТА АНАЛІЗ ЕНЕРГОЕФЕКТИВНОЇ ЕЛЕКТРИЧНОЇ СИСТЕМИ ЛІТАКА: СУЧАСНІ ТЕНДЕНЦІЇ

Денис Бердник

*Державний університет «Київський авіаційний інститут», Київ**Науковий керівник – Олександра Чуріна, к.т.н., доц.*

Ключові слова: моделювання; енергоефективність; електрична система літака; концепція більш електричних літаків.

Електрична система літака – це невід’ємна та важлива складова всіх конструкцій літаків, автономна мережа компонентів, які генерують, передають, розподіляють, використовують і накопичують електричну енергію. Сучасні електричні системи зазвичай є системами з кількома напругами, що використовують комбінацію шин змінного та постійного струму для живлення різних компонентів літака [1]. Структуру керування системою живлення літака можна представити у ієрархічній формі (рис.1).

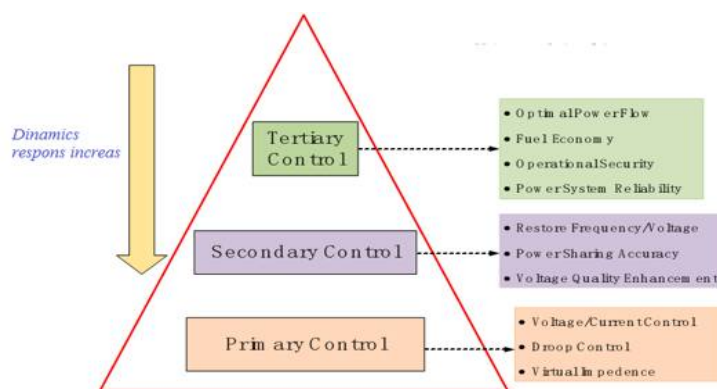


Рис.1. Ієрархічна структура керування електричною системою літака

Зі швидким розвитком авіаційних технологій концепція більш електричних літаків (more-electric aircraft – MEA) стосується зростаючого впливу електричної системи серед інших систем, що використовуються в літаку та є одним із небагатьох існуючих рішень для розробки більш ефективних та екологічно чистих повітряних суден [2]. Ця концепція призвела до фундаментальних змін у конструкції, будівництві та експлуатації літаків.

Основна мета моделювання та аналізу електричної системи літака полягає у виявленні ключових факторів, які впливають на ефективність та стабільність енергосистеми. При цьому побудова математичної моделі об'єкта управління є найважливішою задачею, оскільки на основі цієї моделі визначаються структура, алгоритми та параметри системи управління.

Методології моделювання енергетичних систем поділяються на три основні категорії [3]: імітаційне, оптимізаційне та рівноважне моделювання.

Поточні дослідження електричних літаків зосереджені насамперед на гібридних/паливних

літаках і наземних літаках. Одним із основних способів, якими аерокосмічні інженери підвищують ефективність літака, є оптимізація аеродинаміки або взаємодії між рухомих повітрям і літаком. Удосконалені конструкції крил, такі як змішані крила, зменшують опір і покращують паливну ефективність, забезпечуючи більш плавний потік повітря над крилами.

При проєктуванні та оптимізації електричних літаків значна увага приділяється таким аспектам, як вибір електродвигуна, конструкція гвинта, стратегії управління, управління енергією та системна інтеграція. Також сьогодні спостерігається тенденція до збільшення кількості електричних компонентів, які беруть на себе все більше ключових функцій польоту. При цьому удосконалення акумуляторних технологій є головною рушійною силою.

Застосування різних методологій моделювання дозволяє дослідникам розкривати потенціал щодо нових енергоефективних рішень. Наприклад:

1) авторами [4] запропоновано новий інтегрований метод оптимізації управління енергією та визначення розмірів системи живлення для оптимального проєктування системи зберігання енергії в гібридних електричних літаках;

2) в роботі [5] розглянуто метод оптимізації енергоефективності для електричних силових установок на етапі зльоту електричних гідролітаків;

3) в ході дослідження [6] розроблена модель розрахунку коефіцієнтів падіння на основі штучних нейронних мереж, яка використовується для розподілу навантаження та регулювання напруги на шині постійного струму для МЕА; помічено, що показники продуктивності системи дуже добре збігаються з показниками, отриманими з імітаційної моделі, а вибране оптимальне налаштування коефіцієнта падіння може підвищити ефективність традиційного методу контролю падіння як у сталих, так і в перехідних умовах.

Висновок

В останні роки в аерокосмічній промисловості спостерігається поява більш електричних літаків. Зі збільшенням бортової потужності літаків архітектура електричних систем також зазнає значних змін. Відповідно, актуальним завданням сучасності є пошук енергоефективних технічних рішень. А це неможливо без застосування різних методологій моделювання (імітаційне, оптимізаційне, рівноважне) та комплексного аналізу параметрів електричних систем літака, які в першу чергу спрямовані на енергоощадність та зменшення споживання палива, авіаційних викидів, авіаційного шуму.

Вивчення сучасних тенденцій та актуального наукового досвіду в цій галузі є важливим етапом для пошуку інноваційних шляхів вирішення технічних завдань.

Список використаних джерел:

2. Nitzsche M., Roth-Stielow J. Power electronic systems for electric aircraft. Univ. Stuttgart, Stuttgart: Flight Symposium, Feb. 2020, doi: 10.18419/opus-10753.

3. Lei T., Min Z.; Gao Q., Song L., Zhang X., Zhang X. The Architecture Optimization and Energy Management Technology of Aircraft Power Systems: A Review and Future Trends. *Energies* 2022, 15, p.4109.
4. Саух С. Є., Борисенко А. В. Математичне моделювання електроенергетичних систем в ринкових умовах: монографія. К.: «Три К», 2020. 340 с.
5. Shuangqi Li, Chenghong Gu, Minghao Xu, Jianwei Li, Pengfei Zhao, Shuang Cheng, Optimal power system design and energy management for more electric aircrafts. *Journal of Power Sources*, Volume 512, 2021. – URL: <https://doi.org/10.1016/j.jpowsour.2021.230473>
6. Wang, S., Li, Z., & Zhang, Q. An Energy Efficiency Optimization Method for Electric Propulsion Units during Electric Seaplanes' Take-Off Phase. *Aerospace* 2024, 11(2), p. 158. – URL: <https://doi.org/10.3390/aerospace11020158>
7. Cheng Wang, Habibu Hussaini, Fei Gao, Tao Yang, Modeling and control of DC grids within more-electric aircraft. Academic Press, 2021, Pages 337-366.

УДК 629.0.048

БУДОВА СУЧАСНИХ СИСТЕМ КОНДИЦІОНУВАННЯ ПОВІТРЯ ПАСАЖИРСЬКИХ ЛІТАКІВ

Трачук Богдан Анатолійович

Державний університет «Київський авіаційний інститут», Київ

Науковий керівник – Єнчев Сергій, д.т.н., проф.

Ключові слова: система кондиціювання, повітря, температура, тиск, літак.

Вступ. Система кондиціювання повітря (ECS – Environmental Control System) є однією з найважливіших систем сучасних пасажирських літаків. Вона забезпечує комфортні умови для пасажирів та екіпажу шляхом регулювання температури, вологості, складу та тиску повітря. Без якісної роботи цієї системи авіаперельоти на великих висотах були б неможливими через низьку температуру, нестачу кисню та низький атмосферний тиск.

Матеріали та методи. Основними функціями системи ECS є регулювання температури повітря в салоні, тобто підтримка комфортної температури в різних зонах літака (наприклад, у кабіні пілотів, пасажирському салоні та вантажному відсіку); підтримка нормального тиску – створення та збереження необхідного рівня тиску в салоні, еквівалентного висоті 1800–2500 м над рівнем моря; очищення повітря від пилу, бактерій і вірусів завдяки високоефективним фільтрам; рециркуляція повітря дозволяє змішувати свіже повітря з очищеним рециркуляційним повітрям для зниження навантаження на систему; видалення

зайвої вологи для запобігання утворенню конденсату та обмерзанню внутрішніх компонентів літака.

У більшості сучасних літаків стиснене повітря відбирається з компресорних ступенів турбореактивних або турбогвинтових двигунів. Це повітря має високу температуру та тиск, тому перед подачею в салон воно проходить кілька етапів очищення та охолодження.

На літаках встановлюється допоміжна силова установка – це невеликий газотурбінний двигун, який використовується на землі або в аварійних випадках для забезпечення повітря системі кондиціонування, також на стоянці літак може підключатися до наземних систем кондиціонування, які забезпечують охолоджене або підігріте повітря, що зменшує навантаження на допоміжну силову установку.

Основний пристрій для охолодження повітря є турбоохолодильна установка (Air Cycle Machine, ACM) Вона складається з:

- Первинного теплообмінника, який охолоджує гаряче повітря від двигунів за допомогою зовнішнього потоку.
- Компресора, що підвищує тиск повітря, знижуючи його температуру.
- Вторинного теплообмінника, який додатково охолоджує повітря.
- Турбіни, яка приводиться в рух потоком повітря, що розширюється, і забезпечує ще більше охолодження.

Все це дозволяє отримати прохолодне, осушене повітря, яке подається в кабіну. Також, сучасні літаки оснащені HEPA-фільтрами (High Efficiency Particulate Air), які затримують до 99,97% частинок розміром 0,3 мікрона. Це дозволяє усувати віруси, бактерії та інші забруднення.

Кондиціоноване повітря подається через вентиляційні отвори у верхній частині салону та створює рівномірний потік зверху вниз, що сприяє швидкому оновленню повітря (кожні 2-3 хвилини). Для підтримки безпечного рівня тиску повітря використовується автоматичний випускний клапан, який скидає надлишковий тиск у разі потреби.

Нові моделі літаків, такі як Boeing 787 Dreamliner, використовують електричні компресори, що працюють від генераторів літака, а не відбирають повітря з двигунів. Це зменшує споживання пального та підвищує ефективність.

Новітні HEPA-фільтри та ультрафіолетові системи знезараження забезпечують вищий рівень безпеки, особливо під час пандемій.

Сучасні технології дозволяють зменшити споживання енергії, використовуючи більш ефективні теплообмінники та автоматизовані системи контролю повітряного потоку.

Висновок

Системи кондиціонування повітря в пасажирських літаках є складними інженерними рішеннями, які забезпечують комфорт і безпеку пасажирів. Вони включають в себе багато компонентів, які працюють разом для підтримки оптимальних умов у салоні літака. Завдяки новітнім технологіям, таким як електричні компресори, вдосконалені фільтраційні системи та енергоефективні методи охолодження, сучасні авіакомпанії можуть зменшити витрати пального, підвищити ефективність і зробити польоти більш екологічними. З розвитком авіації системи кондиціонування стають ще більш досконалими, що сприяє покращенню якості авіаперевезень у майбутньому.

Список використаних джерел:

1. Єнчев С. В., Панчук Л. В. Підвищення енергоефективності системи кондиціонування повітря пасажирського літака. - Наукоємні технології. – 2010. – №3-4 (7-8). – С.18-23.
2. Шмырёв В. Ф. Показатели комфорта и внутренней безопасности пассажирского салона / Н. И. Круль, С. А. Филь, В. Ф. Шмырёв // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». Харьков, 2006. Вып. 2 (45). С. 81-91.
3. Самолет Ан-148-100. Руководство по технической эксплуатации. Раздел 21. Система кондиционирования воздуха. — К. : АНТК «Антонов», 2004. — 118 с.

УДК 004.89:681.3.07 (043)

ДОСЛІДЖЕННЯ КЛАСИФІКАЦІЇ ОБ'ЄКТІВ НА ОСНОВІ ДВОВИМІРНИХ ПРОСТОРОВИХ ХАРАКТЕРИСТИК

Тараненко Антон Олександрович

Державний університет «Київський авіаційний інститут», Київ

Науковий керівник – Ірина Прохоренко, к.т.н., доц.

Ключові слова: теорія Байєса, математична модель, система класифікації, двовимірні просторові характеристики.

Розглядається модель для класифікації об'єктів, що ґрунтується на оцінці двовимірних просторових характеристик. Модель має на меті формування класів та класифікацію об'єктів, використовуючи теорію Байєса [1]. У доповіді детально розглядаються приклади класифікації, що ілюструють практичне застосування даного підходу.

Запропонована модель складається з двох основних рівнів абстракції: перший – вивчення предметної галузі, що включає формування навчальної вибірки та освіти класів; другий - рівень класифікації нових об'єктів. Модель інтегрована в комплексну систему, яка дозволяє застосовувати експериментальні дослідження та здійснювати подальшу обробку даних.

Розроблена система класифікації є функціонально взаємопов'язаною сукупністю методів та технічних засобів, призначених для синтезу та аналізу образів, що підлягають розпізнаванню. Ця робота ставить за мету не лише представити теоретичні основи моделі, але й продемонструвати її практичне застосування в різних сферах.

Запропонована модель класифікації підходить для широкого спектра предметних областей, включаючи як якісні, так і кількісні характеристики, та здатна обробляти різноманітні типи даних. Розглядається предметна область, що представляє собою кінцеву множину різних об'єктів, кожен з яких характеризується набором ознак. Важливо зауважити, що два різні об'єкти можуть мати спільні ознаки.

Модель реалізує дві взаємозалежні задачі:

Задача 1: Поділ предметної області на класи об'єктів. Цю задачу вирішують за допомогою розробленої математичної моделі та алгоритму, які дозволяють виокремити окремі класи об'єктів на основі вимірювання простору ознак.

Задача 2: Розпізнавання об'єктів з метою визначення їх належності до певного класу. Для цього використовується Байєсівський підхід, заснований на формулах повної ймовірності та теорії Байєса [1]. У доповіді також наведено приклад, що ілюструє процедури класифікації та розпізнавання.

В якості прикладу було обрано сферу комунікаційних задач. Нехай U – множина образів комунікаційних задач, що характеризуються спільними ознаками $X = \{x_1, \dots, x_k\}$, де k – кількість ознак. Образи у цій предметній області описують задачі, які потребують групування та розпізнавання. Процес класифікації передбачає формування множини класів $\Omega = \{\omega_1, \dots, \omega_o\}$ з чітким визначенням кожного класу. Класи створюють неперетинаючі підмножини у предметній області, що дозволяє ідентифікувати об'єкти залежно від їх належності до окремих класів. Класи можуть зростати в міру виникнення нових комунікаційних послуг і можуть перетинатися, маючи спільні ознаки [2].

Якщо постає нова неідентифікована послуга x , яка описується набором ознак $X = \{x_1, \dots, x_n\}$, її ознаки порівнюються з уже існуючими в предметній області. Якщо всі або більшість ознак співпадають, новий клас не створюється. Якщо ж ознаки не співпадають, вводяться нові ознаки, і створюється новий клас, або послуга відноситься до вже існуючого класу, якщо їхні ознаки збігаються. Ці тези окреслюють методологію розробленої моделі та її потенційне застосування в класифікації об'єктів у різноманітних предметних областях.

Розглянута модель класифікації демонструє свою універсальність і перспективність у різних предметних областях, забезпечуючи ефективне оброблення як якісних, так і кількісних характеристик об'єктів. Завдяки гнучкому підходу, що базується на двох ключових задачах, поділі предметної області на класи об'єктів та розпізнаванні нових об'єктів, вона дозволяє адаптивно реагувати на зміни у властивостях даних.

Застосування Байєсівського підходу у другій задачі надає моделі наукову обґрунтованість та можливість точної оцінки належності об'єктів до певних класів, що підвищує рівень точності класифікації. Конкретний аналіз у сфері комунікаційних послуг підтвердив ефективність моделі в реальних умовах, продемонструвавши її здатність розрізняти між собою складні об'єкти на основі

множини ознак. Важливо зазначити, що модель не тільки дозволяє створювати нові класи в активному процесі класифікації, але й забезпечує інтеграцію нових знань на основі вже наявних об'єктів. Це особливо актуально в умовах динамічних змін на ринку комунікаційних послуг і надає можливість застосування запропонованої моделі у різноманітних галузях, що потребують адаптивних методів класифікації, і створюють основу для подальших досліджень з удосконалення алгоритмів та систем класифікації.

Список використаних джерел:

1. Руденко В. М. Математична статистика. Навч. посіб. – К.: Центр учбової літератури, 2012. – 304 с.
2. Koller, D., & Friedman, N. Probabilistic Graphical Models: Principles and Techniques. MIT Press, 2009.

UDC 621.004.313.3.048

**ELECTRICAL BACKUP SYSTEMS IN MODERN AVIATION: IMPORTANCE,
CHALLENGES AND FUTURE PERSPECTIVES.**

Wang Xinyan

National Aviation University, Kyiv

Scientific supervisor - Tovkach S. S., PhD, associate professor

Key words: Aviation safety, electrical systems, redundancy, emergency power, aircraft reliability.

Introduction. Modern aircraft rely heavily on electrical systems for critical functions such as flight control, navigation, and communication. However, electrical failures can pose significant risks. Backup power systems ensure operational safety by providing redundancy in case of primary system failures. This paper examines the role of electrical backup systems in aviation, their technological evolution, and future advancements.

Objectives. We will explore the development of electrical backup systems in aviation. Analyze their impact on flight safety and operational reliability. Discuss emerging technologies and future challenges in backup power solutions.

Historical context of aviation. The evolution of aircraft electrical systems is a story of relentless innovation and engineering ingenuity, driven by the need for safety, efficiency, and reliability. From the early days of simple battery backups to today's sophisticated redundant power networks, electrical systems have become the backbone of modern aviation.

The first electrical systems in aircraft emerged in the early 20th century, primarily supporting basic functions such as lighting and ignition. However, as aviation technology progressed, so did the demand for more advanced electrical solutions. Pioneers like Charles Lindbergh relied on minimal electrical systems during historic flights, yet these early setups laid the groundwork for future developments.

Today, electrical systems are integral to every aspect of flight, from fly-by-wire controls to in-flight entertainment. The shift toward more electric aircraft (MEA) and hybrid-electric propulsion continues to push the boundaries of what these systems can achieve, ensuring that aviation remains at the forefront of technological progress.

Evolution of aviation technologies. Description of the main technologies used in aviation over time. Modern aircraft employ multiple layers of redundancy to ensure continuous power supply:

Battery Backup Systems: Provide short-term power for critical systems during generator failure,

Transition from lead-acid to lighter, more efficient lithium-ion batteries, Auxiliary Power Units (APUs):

Small onboard engines that supply electricity when main engines are offline.

Used during ground operations and emergencies.

Ram Air Turbines (RATs):

Deployable turbines that generate power from airstreams during total electrical failure.

Essential for maintaining flight controls in extreme scenarios.

Smart Power Distribution:

Automated load-shedding systems prioritize critical functions during power shortages.

Impact of technologies on industry and society. The impact of backup power system on industry has been profound and far-reaching, boosting the flight safety and reliability.

1. Enhanced Safety:

Redundant systems minimize the risk of total electrical failure.

Backup power ensures continuous operation of flight-critical avionics.

2. Operational Reliability:

Reduces flight cancellations and delays caused by electrical issues.

Enables long-haul flights with higher safety margins.

3. Economic and Regulatory Benefits:

Compliance with stringent aviation safety standards (e.g., FAA, EASA).

Lowers maintenance costs by preventing catastrophic failures

Future Perspectives and Challenges

1. Next-Generation Batteries: Solid-state and hydrogen fuel cells for higher energy density.

2. More Efficient APUs and RATs: Lightweight, high-output designs for next-gen aircraft.

3. Integration with Hybrid-Electric Propulsion: Backup systems may play a role in future electric aircraft.

4. Cybersecurity Risks:

Protecting electrical systems from hacking and software failures.

Conclusions

In conclusion, electrical backup systems are vital for modern aviation safety. As aircraft become more electrified, advancements in battery technology, smart power management, and redundancy will shape the future of flight. Continued innovation is necessary to address emerging challenges in efficiency, weight, and cybersecurity.

References:

1. Federal Aviation Administration. (2023). Aircraft electrical systems: Safety standards and maintenance guidelines (AC 120-97). https://www.faa.gov/documentLibrary/media/Advisory_Circular/AC_120-97.pdf
2. Anderson, J. D. (2018). Introduction to flight (8th ed.). McGraw-Hill Education.
3. Moir, I., & Seabridge, A. (2021). Aircraft systems: Mechanical, electrical and avionics subsystems integration (5th ed.). Wiley.
4. Boeing Commercial Airplanes. (2022). 787 Dreamliner: More electric aircraft design [White

paper]. https://www.boeing.com/commercial/aeromagazine/articles/qtr_4_22/article_02.html

5. Airbus S.A.S. (2021). Electrical backup systems in modern commercial aircraft (Technical Report No. ATR-2021-004). <https://www.airbus.com/en/innovation/zero-emission/hydrogen/electrical-systems>

6. National Transportation Safety Board. (2020). Emergency power system performance in aviation accidents (Safety Report NTSB/SR-20/01). <https://www.nts.gov/safety/safety-studies/Documents/SR2001.pdf>

7. Smith, P. G. (2019). Aircraft electrical systems and components. Routledge.

8. International Air Transport Association. (2022). Next generation aircraft power systems (IATA Technology Roadmap 4.0). <https://www.iata.org/en/programs/environment/technology-roadmap/>

УДК 621.313.3

АСИНХРОННА МАШИНА

Олег Олександрович Накоренко

Державний університет «Київський авіаційний інститут», Київ

Науковий керівник Віктор Тихонов, к.т.н., доцент

Ключові слова: двигун, статор, ротор, ковзання, шунт.

Основним недоліком асинхронних машин є складність регулювання вихідних величин шляхом зміни параметрів самої машини. Збільшити діапазон регулювання можливо лише за допомогою конструктивної модернізації машини – параметричний спосіб регулювання.

На рис.1. представлена конструктивна схема асинхронного двигуна, яка вміщує статор 1 і ротор 2 [1].

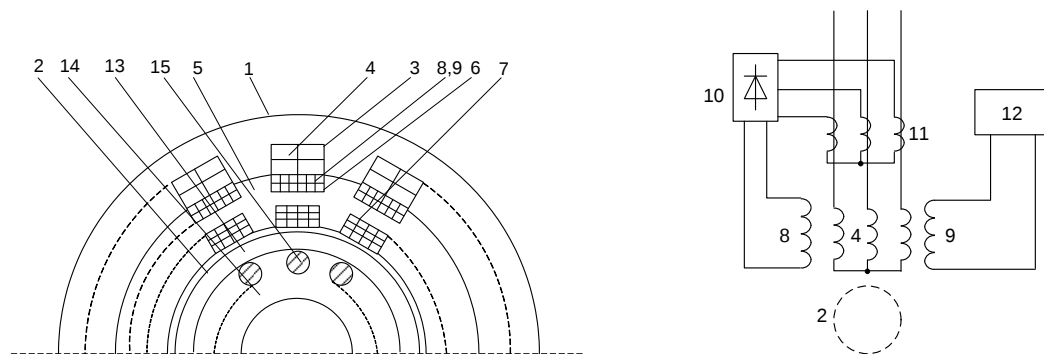


Рис. 1. Асинхронний двигун з керованим магнітним шунтом

Статор 1 має на внутрішній циліндричній поверхні пази 3, в яких укладається трифазна обмотка 4 та внутрішній магнітний шунт 5 з пазами 6, 7 на внутрішній і зовнішній циліндричних поверхнях. В пазах 6 і 7 розмішена тороїдальна обмотка підмагнічування, яка складається з двох частин 8, 9, одна з яких 8 отримує енергопостачання від силових випрямлячів 10. Силові випрямлячі 10 підключені на вихід блока трансформаторів струму 11. руга обмотка підмагнічування 9 отримує енергопостачання від блоку регулювання 12.

Ротор двигуна 2 виконаний з двох роторів 13 і 14, напресованих один на одного. Зовнішній ротор 13, який має менші радіальні розміри ніж внутрішній 14, виконаний у вигляді масиву зі сталі. Внутрішній ротор 14 за конструкцією аналогічний асинхронному двигуну звичайного виконання з короткозамкненою обмоткою 15. Переріз стержнів короткозамкненої обмотки 15 вибирається таким,

щоб при номінальному режимі роботи двигун мав мінімальне ковзання.

Електромагнітний момент асинхронного двигуна створюється сумарною дією електромагнітних моментів від взаємодії вихрових струмів в масиві 13 двигуна і струмів в короткозамкненій обмотці 15 з магнітним полем машини. При цьому в ділянці малих ковзань переважає момент, який створюється короткозамкненою обмоткою 15, а в ділянці великих ковзань – масивом 13.

При включенні двигуна в мережу (пуск) споживаний обмоткою статора 4 струм знано перевищує номінальний струм двигуна. У результаті струм в обмотці підмагнічування 8 максимальний, так як вона запитується від блоку трансформаторів струму 11 через силові випрямлячі 10. Магнітний шунт 5 насичується та його потік витісняється в ротор.

Так як при пуску частота ЕРС в роторі максимальна ($f_2=f_1$), то спостерігається явище «витіснення» струмів в обмотках ротора 15 та в масиві 13, до зовнішньої поверхні. В результаті при пуску струм в обмотці ротора 15 практично дорівнює нулю, а витіснення струмів в масиві 13, до зовнішньої поверхні, приводить до збільшення його активного опору. Таким чином, двигун має великий пусковий момент, при зменшених пускових струмів.

При збільшенні швидкості обертів величина споживаного струму обмоткою статора 4 зменшується, а значить і зменшується струм в обмотці підмагнічування 8. Магнітне коло шунта 5 стає ненасиченим і частина потоку, який створюється обмоткою 4, замикається через нього, у результаті магнітний потік ротора зменшується. Окрім того частота ЕДС в роторі 2 також зменшується і ефект «витіснення» струмів падає. Це веде до зменшення активного опору масиву і зростанню струмів в короткозамкненій обмотці 15. Електромагнітний момент двигуна зростає, і він працює з ковзанням S_1 .

Регулювання швидкості обертів асинхронного двигуна досягається шляхом зміни величини магнітного потоку, який замикається через шунт.

При зростанні струму в обмотці підмагнічування 9 через вплив на неї сигналу з блока регулювання 12 відбувається насичення магнітного шунта 5, що веде до насичення зовнішнього ротора 13, отже й до зростання магнітного потоку, який замикається через внутрішній ротор 14.

Таким чином, в створенні електромагнітного моменту починає приймати участь короткозамкнена обмотка 15, яка має малий активний опір. Механічна характеристика двигуна починає зміщуватись вліво і ковзання зменшується (обороты зростають). Чим більший струм в обмотці підмагнічування 9, тим більша частина магнітного потоку замикається через внутрішнє ярмо ротора 2. Тому електромагнітний момент, який створюється в двигуні, при великих струмах обмотки підмагнічування обумовлений в основному взаємодією струму в обмотці ротора з магнітним полем машини. Зміна струму в обмотці підмагнічування дозволяє в широкому діапазоні змінювати частоту обертання асинхронного двигуна.

Висновок

Вдосконалення конструкції асинхронних машин призводить до збільшення діапазону регулювання вихідних характеристик, не зменшуючи їх надійності.

Список використаних джерел%

1. Тихонов В.В. Асинхронний двигун. Патент № 94258 Україна, МПК H02K 17/16, H02K 17/30. - 10.11.2014, бюл. 21

ЕЛЕКТРОТЕХНІЧНІ ТА СВІТЛОТЕХНІЧНІ СИСТЕМИ І КОМПЛЕКСИ

УДК 621.3

**АВТОМАТИЗАЦІЯ, РОБОТИЗАЦІЯ ТА ПЕРСПЕКТИВИ РОЗВИТКУ
ЕЛЕКТРОМЕХАНІЧНИХ СИСТЕМ В ЕЛЕКТРОЕНЕРГЕТИЦІ****Алексєєв Ярослав, Євгеній Салієнко***Державний університет «Київський авіаційний інститут», Київ**Науковий керівник – Володимир Квасніков, д.т.н., професор*

Ключові слова: розвиток електроенергетики, автоматизовані системи, роботизація, алгоритми машинного навчання, ефективність автоматизації, дрон, новітні технології.

Розвиток електроенергетики є важливим напрямом сучасної науки та техніки, який вимагає впровадження новітніх технологій для підвищення ефективності, надійності та гнучкості систем управління електроенергією. Одним з ключових трендів є автоматизація та роботизація електромеханічних систем, які значно підвищують продуктивність та знижують експлуатаційні витрати.

Автоматизація електроенергетичних систем

Автоматизовані системи управління (АСУ) дозволяють здійснювати контроль, аналіз та оптимізацію роботи електромеханічних пристроїв у реальному часі. Основними складовими таких систем є:

- програмовані логічні контролери (ПЛК);
- інтелектуальні сенсори та датчики;
- SCADA-системи для моніторингу та аналізу даних;
- алгоритми машинного навчання для прогнозування аварійних ситуацій.

Ефективність автоматизації визначається коефіцієнтом корисної дії (ККД) системи, який можна описати рівнянням:

$$\eta = \frac{P_{\text{вих}}}{P_{\text{вх}}} \cdot 100\%$$

де $P_{\text{вих}}$ – вихідна потужність, $P_{\text{вх}}$ – вхідна потужність системи.

Роботизація в електроенергетиці

Роботизовані системи активно застосовуються для обслуговування електричних мереж, ремонтних робіт, діагностики та усунення несправностей. Основні переваги використання роботів:

- зниження ризиків для персоналу під час робіт на високовольтних лініях;
- можливість роботи в екстремальних умовах (високі температури, агресивне середовище);
- висока точність та швидкість виконання завдань.

Прикладом використання роботизованих систем є застосування дронів, які використовуються для інспекції лінії електропередач (ЛЕП), зменшуючи витрати на обслуговування на 30-40%. На рис. 1 представлено приклад моделі дрона для моніторингу електромереж.



Рис. 1. Дрон DJI Mavic 3E для моніторингу електромереж

Висновок

Автоматизація та роботизація електроенергетичних систем є ключовими напрямками розвитку сучасної енергетики. Вони сприяють підвищенню ефективності, надійності та безпеки роботи електромеханічних комплексів. Подальші дослідження та розробки в цій сфері дозволять впровадити нові технологічні рішення, що забезпечать стале функціонування енергосистем майбутнього.

Список використаних джерел:

1. Петров О. В. Інтелектуальні системи керування електромеханічними комплексами. – Київ: Наукова думка, 2021.
2. Андрієнко І. В. Роботизовані технології в електроенергетиці. – Харків: Техніка, 2020.
3. Brown K., Smith J. *Automation and Robotics in Power Systems*. – New York: Springer, 2022.
4. DJI Mavic 3E: Професійний дрон для нових висот - Бізнес новини Ірпеня
5. Smith, J., & Jones, L. *Automation and Control in Electrical Power Systems*. London: IET, 2022.
6. Chen, Y., et al. *Application of Machine Learning in Power System Fault Prediction*. IEEE Transactions on Power Systems, vol. 35, no. 4, pp. 2875-2885, July 2020.

УДК 621.311.243

СОНЯЧНІ ЕЛЕКТРОТЕХНІЧНІ КОМПЛЕКСИ: ІНТЕГРАЦІЯ ФОТОГАЛЬВАНІЧНИХ СИСТЕМ У МІСЬКЕ СЕРЕДОВИЩЕ

Вадим Копитов

Державний університет «Київський авіаційний інститут», Київ

Науковий керівник – Сергій Єгоров, к.т.н.

Ключові слова: сонячні панелі, фотогальваніка, міське середовище, енергоефективність, сталий розвиток.

У сучасному світі комфортне містобудування все більше потребує нових підходів до енергозабезпечення, які поєднують екологічність і технологічність. Одним із новітніх засобів досягнення цієї мети є інтеграція сонячних електротехнічних комплексів, зокрема

фотогальванічних систем, у міське середовище (рис. 1). Такі системи зменшують залежність від традиційних джерел енергії та сприяють сталому розвитку міст.

Фотогальваніка базується на перетворенні сонячної енергії в електричну за допомогою напівпровідникових матеріалів. Сучасні сонячні панелі досягли ККД до 22%, що робить їх максимально зручними для міських потреб. Панелі можна облаштовувати на дахах, у парках, або інтегрувати в інфраструктуру, наприклад, у вигляді зупинок громадського транспорту.

Важливим аспектом є адаптація фотогальваніки до міського ландшафту. У сучасних великих містах, таких як Сінгапур чи Копенгаген, сонячні панелі встановлюють у зелених зонах, створюючи гармонійне поєднання технологій і природи.



Рис. 1. Сонячні панелі в міському парку на тлі хмарочосів

Сонячна енергія також використовується для живлення міських об'єктів. Наприклад, сонячні ліхтарі для вуличного освітлення працюють автономно, зменшуючи викиди CO₂ на 15-20% порівняно з традиційними системами. Крім того, сонячні панелі застосовуються для зарядних станцій електромобілів, що підтримує розвиток електротранспорту (рис. 2).



Рис. 2. Сонячна зарядна станція для електромобілів у місті

Інтеграція фотогальваніки в міське середовище має економічні переваги: встановлення панелей на дахах дозволяє економити на електроенергії та продавати надлишки в мережу. Однак є виклики, зокрема обмежена площа в містах. Для їх вирішення важливо розвивати нові підходи до міського планування, які враховують розміщення сонячних систем без шкоди для естетики та функціональності міського простору.

Висновок

Інтеграція фотогальваніки в міське середовище є важливим кроком до сталого розвитку міст. Сонячні електротехнічні комплекси забезпечують енергоефективність, зменшують екологічне навантаження та сприяють економії ресурсів. Вони роблять сучасні міста менш залежними від викопного палива, що особливо актуально в умовах глобальних кліматичних змін. Окрім того, такі системи підвищують якість життя мешканців, адже чиста енергія сприяє покращенню екологічної ситуації, зменшенню забруднення повітря та створенню комфортнішого міського простору. Подальший розвиток технологій, удосконалення міського планування та підтримка на державному рівні дозволять зробити міста не лише енергетично незалежними, але й екологічно чистими, що є ключовим завданням для майбутнього урбаністики.

Список використаних джерел:

1. Чи є в Україні власні сонячні технології? [Електронний ресурс] // Енергетичний Перехід в Україні. – 2018. – Режим доступу: <https://energytransition.in.ua/chi-ye-v-ukrayini-vlasni-sonyachni-tekhnohiiyi/>
2. Сонячна енергетика в Україні: 2019 рік [Електронний ресурс] // Avenston. – 2019. – Режим доступу: <https://avenston.com/ua/perspektyvy-rozvytku-sonyachnoyi-energetyky-v-ukrayini-2019-rik/>

УДК 621.311.1

РОЗВ'ЯЗУВАННЯ ВУЗЛОВОГО РІВНЯННЯ НОРМАЛЬНОГО УСТАЛЕНОГО РЕЖИМУ ЕЛЕКТРИЧНОЇ СИСТЕМИ МЕТОДОМ ГАУСА ІЗ ЗВОРОТНИМ ХОДОМ

Корсун Михайло

Державний університет «Київський авіаційний інститут», Київ

Науковий керівник – Дмитро Квашук, доц.

Ключові слова : вузловий аналіз, метод Гауса, зворотний хід, електрична система, усталений режим.

Вступ. Вузловий аналіз є фундаментальним методом для визначення напруг у вузлах електричних систем. Застосування методу Гауса із зворотним ходом дозволяє ефективно розв'язувати системи лінійних рівнянь, що описують усталений режим роботи електричних мереж.

Мета. Дослідити ефективність використання методу Гауса із зворотним ходом для розв'язання вузлових рівнянь, що описують нормальний усталений режим електричних систем.

Матеріали та методи. Розглянуто електричну систему з N вузлами, для якої складено систему вузлових рівнянь у матричній формі :

$$\mathbf{Y} \cdot \mathbf{V} = \mathbf{I}$$

де : $\mathbf{Y}$ — матриця провідностей (матриця Грама);

$\mathbf{V}$ — вектор невідомих напруг у вузлах;

$\mathbf{I}$ — вектор вхідних струмів.

Результати. Застосування методу Гауса до системи вузлових рівнянь дозволяє послідовно звести матрицю $\mathbf{Y}$ до верхньої трикутної форми шляхом елементарних перетворень рядків. Після цього зворотний хід забезпечує знаходження невідомих напруг у вузлах. Такий підхід є ефективним для аналізу великих електричних систем, оскільки зменшує обчислювальні витрати та підвищує точність розрахунків.



Рис. 1. Графік, що ілюструє розподіл напруг у вузлах електричної системи після розв'язання вузлового рівняння методом Гауса

Висновки

Метод Гауса із зворотним ходом є потужним інструментом для розв'язування вузлових рівнянь, що описують нормальний усталений режим електричних систем. Його застосування сприяє підвищенню ефективності аналізу електричних мереж та точності визначення напруг у вузлах.

Список використаних джерел:

1. Grady, W. M. (2007). Notes on Nodal Analysis. [Онлайн]. Доступно: [https://web.ecs.baylor.edu/faculty/grady/EE411_Fall2011_Week_02.pdf​;contentReference\[oaicite:17\]{index=17}](https://web.ecs.baylor.edu/faculty/grady/EE411_Fall2011_Week_02.pdf​;contentReference[oaicite:17]{index=17})
2. "Nodal Analysis," Engineering LibreTexts. [Онлайн]. Доступно: [https://eng.libretexts.org/Bookshelves/Electrical_Engineering/Electronics/DC_Electrical_Circuit_Analysis_-_A_Practical_Approach_\(Fiore\)/07:_Nodal_and_Mesh_Analysis_Dependent_Sources/7.2:_Nodal_Analysis​;contentReference\[oaicite:18\]{index=18}](https://eng.libretexts.org/Bookshelves/Electrical_Engineering/Electronics/DC_Electrical_Circuit_Analysis_-_A_Practical_Approach_(Fiore)/07:_Nodal_and_Mesh_Analysis_Dependent_Sources/7.2:_Nodal_Analysis​;contentReference[oaicite:18]{index=18})
3. "Gaussian Elimination to Solve Linear Equations," GeeksforGeeks. [Онлайн]. Доступно: [https://www.geeksforgeeks.org/gaussian-elimination/​;contentReference\[oaicite:19\]{index=19}](https://www.geeksforgeeks.org/gaussian-elimination/​;contentReference[oaicite:19]{index=19})

БЕЗПЕКА АВІАЦІЇ В СУЧАСНИХ УМОВАХ

UDC 656.7.091:351.814.2(043.2)

OPTIMIZATION OF CERTIFICATION PROCESSES FOR NEW TYPES OF AIRCRAFT TAKING INTO ACCOUNT SAFETY REQUIREMENTS

Oleksii Martsynkevych, Volodymyr Maksymov (PhD), Igor Maksymov
State University "Kyiv Aviation Institute", Kyiv

Keywords: certification, flight safety, airworthiness, process optimization, international standards, digital twins, predictive technologies.

Introduction. Certification of new types of aircraft is one of the most critical stages of their lifecycle, as it ensures compliance with safety requirements and international standards. In modern conditions, where the pace of developing new aircraft is significantly accelerating, traditional certification approaches become inefficient due to high time and resource consumption. The relevance of the study lies in the need to optimize certification processes to ensure flight safety without compromising time and costs [1, 3].

Objective. The objective of the study is to develop approaches to optimizing the certification processes for new types of aircraft, taking into account safety requirements and international standards, which will reduce certification time and improve process efficiency.

Materials and Methods. The research combined theoretical analysis, modeling, and practical evaluation of existing certification processes to identify inefficiencies and propose innovative solutions. The study began with an analysis of current certification procedures used by leading aviation authorities such as ICAO, EASA, and FAA. This revealed that traditional methods rely heavily on physical testing, which is time-consuming and costly, and lack integration between certification stages, leading to delays.

To address these issues, the study employed digital twins—virtual models of aircraft systems—to simulate and test performance under various conditions. This approach reduced the need for physical prototypes and accelerated testing. Predictive technologies were also integrated to analyze historical and real-time data, identifying potential failure points and enabling proactive risk mitigation. Additionally, a comparative analysis of international safety standards was conducted to identify opportunities for harmonization and streamlining.

Results. The results of the study demonstrate significant improvements in the efficiency and effectiveness of the certification process for new types of aircraft. By implementing the proposed approaches, it was possible to reduce the time required for certification by 20-30%, while simultaneously enhancing the level of safety.

One of the key outcomes was the successful application of digital twins in the certification process. The use of virtual models allowed for extensive testing and validation of aircraft systems

without the need for physical prototypes. This not only reduced the time and cost associated with physical testing but also provided more accurate and comprehensive data on system performance.

Another important result was the integration of automated monitoring systems into the certification process. These systems continuously collect and analyze data on the condition of aircraft structures, providing real-time insights into their airworthiness. This capability enables early detection of potential issues, reducing the risk of failures during operation and improving overall safety.

The study also demonstrated the value of predictive technologies in enhancing the certification process. By analyzing large volumes of data, predictive models were able to identify patterns and trends that indicated potential risks. This allowed for the development of targeted interventions to address these risks before they could impact safety.

In addition to these technical advancements, the research highlighted the importance of harmonizing international safety standards. The comparative analysis revealed that while there are differences in the requirements of various aviation authorities, there is also significant overlap. By aligning these standards, it is possible to create a more streamlined and efficient certification process that meets the needs of the global aviation industry.

Conclusions

Optimizing the certification processes for new types of aircraft, taking into account safety requirements, is a key factor in ensuring their competitiveness and operational safety. The proposed approaches not only reduce certification time but also enhance safety levels through the use of modern technologies such as digital twins and predictive systems. These approaches can be used to improve existing certification procedures and adapt them to modern aviation industry requirements.

References:

1. Documentation on aircraft certification. URL: <https://www.icao.int> (Last accessed: 17.02.2021).
2. Smith, J. Aviation Safety and Certification. — 2020. — 345 p.
3. Johnson, L. Digital Twins in Aerospace Engineering. — 2019. — 210 p.
4. Federal Aviation Regulations (FAR). URL: <https://www.faa.gov> (Last accessed: 17.02.2021).
5. European Union Aviation Safety Agency (EASA). URL: <https://www.easa.europa.eu> (Last accessed: 17.02.2021).

UDC 629.735.017

PILOT'S COMPETENCE AS A CRUCIAL FACTOR FOR SAFE FLIGHT OPERATIONS

Mykhailo Pasichnyk

State University "Kyiv Aviation Institute", Kyiv

Academic Supervisor – Oleksandr Bondik, PhD, AP

Key words: Pilot's Competence, Flight Operations, Efficiency, Flight Time

The Pilot's competence is a crucial factor for safe flight operations and refers to the skills, knowledge, and experience a pilot needs to safely operate an aircraft, which is determined by a country's aviation authority through licensing and certification [1,2]. Regarding the regulations that aim to measure Pilot's competence, total flight time for Pilot's career progression. For decades, it has been the primary gauge for companies and organizations to measure skill and experience. But how effective is total flight time really to measure or predict a pilot's competency?

There are several reasons why total flight time has become such a focus point across the aviation industry, such as: flight time is easy to quantify and measure; practical experience is vital in aviation; flight time is relatively easy to verify; customer confidence and perception; historical standards; insurances and flight time as a risk management tool [3].

So, as we are looking for some Pros, there are some main points:

1. A standardized benchmark – by implementing an hour-based rule like this helps set the standard across the industry. Airlines can't deviate from this rule. This means you won't have airline A requiring X amount of hours, and airline B requiring Y amount of hours.

2. Exposure to diverse flying experiences – the 1,500-hour rule gives the route to joining the airlines more variety. The plan for any aspiring US-pilot: get through basic training, then get about 1,250 additional hours to get the ATP certification in whichever way you find the most interesting, rewarding, or useful. Compared with Europe, for instance, this gives cadets a much wider set of experiences than their commercial pilot's license – instrument rating (IR), multi-crew cooperation (MCC), jet orientation course, type rating, joining the airlines.

3. Experience to lean on – that increased variety in flight experience, as well as the sheer amount of it compared with new pilots in Europe or other parts of the world, can provide something to lean on when things get tricky. Experience you wouldn't have had if you'd gone straight from an integrated training course to flying as a regional first officer – this is the most given reason as to why the 1,500 rule increases flight safety.

4. Cultural integration – many new pilots often decide to use the need to build about 1,25 hours to get experience in multiple parts of the world, in lots of different types of operations. Even if you were to go down the flight instructing route (which is still the most common one), you would have to deal with lots of different people from all over the world. This is a huge benefit for any pilot.

5. Public confidence – as a passenger, or a politician, who might not know anything about aviation, it

sounds like a pretty good deal. What would you rather have: A) Pilots in the cockpit with at least 1,500 hours? B) Pilots in the cockpit with at least 250 hours? This is something that's hard to dispute, and is also why it'll be hard to ever remove this requirement, as there will likely be strong public backlash.

And if we are looking for some Cons, what is the bad side of the 1,500-hour rule? These are:

1. Skill misalignment – the question is, does that extra non-airline experience really add to the levels of flight safety in an airline operation? If you're an expert (and experienced) in bush flying, does that make you a safer first officer than someone who has been trained specifically to enter an airline flight deck at 250 hours? Does that extra non-airline experience really add to the levels of flight safety in an airline operation.

2. Financial barriers – it isn't a secret that starting your flight training, whether for helicopters or fixed-wing, can be very costly. This problem is made a little easier with integrated schools in Europe, which often have partnerships with banks and airlines that are willing to be the guarantors, provided students pass their intake selection process.

3. Delays in career entry – the pilot supply pipeline in Europe is extremely efficient. Airlines are often part of flight school selection processes, and get a say in who should and should not get placements. This makes the careers of European airline pilots much more straightforward than those of students in the USA. After flight school in Europe, it won't be long until you're on the flight deck, sometimes straight into long-haul flying as a second officer, as happens at KLM and many other airlines. In the USA, you'll need to bridge that gap from 250 hours to 1,500 hours by yourself. That means freedom, but it can also mean jumping into the deep, moving countries, and less job security.

4. Pilots forming bad habits – that block of 1,250 hours can offer a wide selection of experiences. This unfortunately tends to come with bad habits as well. For both rotary and fixed-wing multi-crew operators in the UK, for instance, they often prefer pilots straight out of flight school. This allows them to train their habits, flying techniques, and crew resource management (CRM) in the way they want from the start. Having someone join your company with a wealth of experience offers benefits. However, for pilots who need to get used to flying bigger airplanes, this can present a lot of issues compared with brand new graduates.

5. Inhibits diversity – for similar reasons to the ones we discussed in point 2, airlines, operators and banks have an easier time to facilitate career paths if pilots can get hired straight out of flight school. This in turn makes the entire career path much more accessible to lots of different demographics that otherwise might not have had the opportunity or financial means to become a pilot.

So, there's no exact solution to predict Pilot's competency. The fact is that none of the skills we're going to list here are as easy to measure as simply looking in someone's logbook and assuming it's all 100% accurate and relevant to the position on the table. Until we find a way to quantify these in more obvious and objective ways, it will be hard to change anything. If we zoom in on what makes a good pilot, these are the main traits that are linked to Pilot's competence, as follows: theoretical knowledge; application of procedures; flight path management; problem-solving and decision-making; workload management; communication; leadership and teamwork; situational awareness and experience. To test and quantify these properly, the most effective methods will remain: scenario-based assessment; flight simulator assessment; technical knowledge assessment; flight school performance insights; cognitive ability assessment; personality assessment.

Summary

Total flight time has been the main metric for Pilot's competency for decades but, as aviation evolves, it might not be as accurate as various other aspects that make a pilot competent or incompetent. While total flight time remains easy to quantify and has a long-established history of what is considered 'good enough to be applicable', by itself it is quite limiting in what it can predict. The 1,500-hour FAA rule highlights this ongoing debate, with pros like having a standardized benchmark for positions and promotions, but some complex downsides that might not be obvious at first glance. A more holistic approach to pilot assessment that incorporates scenario-based assessments, flight simulator evaluations, and personality assessments alongside just looking in a pilot's logbook could prove to be well worth overall flight safety across the industry.

References:

1. Annex 1 to the Convention on International Civil Aviation: Personnel Licensing (14th edition). ICAO, 2022.
2. Part FCL. EASA, 2022.
3. Competency Assessment and Evaluation for Pilots, and Instructors/Evaluators – Guidance material, 4th edition, IATA, 2025.

UDC 629.735.017

MULTI-CREW COOPERATION AS A CORNERSTONE OF EFFECTIVE FLIGHT OPERATIONS

Oleksandr Akopov

State University "Kyiv Aviation Institute", Kyiv

Academic Supervisor – Oleksandr Bondik, PhD, AP

Key words: Multi-Crew Cooperation, Flight Operations, Efficiency, Principles

In the Commercial Civil Aviation, where safety and efficiency are paramount factors, the Multi-Crew Cooperation (MCC) has emerged as a cornerstone of effective Flight Operations. The MCC is a key factor that allows aircraft pilots to fly multi-crew aircraft and it is a requirement to complete the MCC course before a pilot may undertake a multi-crew aircraft type rating. It is also required for the issuance of an airline transport pilot license (ATPL) or a multi-crew pilot license (MPL) [1,2]. In the European Union and another countries, MCC courses are regulated under Part-FCL735 [3].

This MCC course assumes a structured approach emphasizes teamwork, communication, and decision-making among flight crew members, ensuring seamless operations both in routine and emergency situations. As corporate leaders seek to navigate the complexities of today's business environment, to enhance Airline's leadership and team performance, it is possible to formulate some key MCC principles, as follows:

Effective coordination – in aviation, clear, concise, and unambiguous communication is critically important. Similarly, in the corporate world, effective communication is vital for aligning teams, making informed decisions, and driving organizational success. Airline's management must ensure that information flows freely and accurately across all levels of the organization.

Role Clarity and Responsibility – MCC training ensures that each crew member understands their

specific roles and responsibilities, fostering a sense of accountability. In business, leaders can replicate this by clearly defining roles within teams, ensuring that each member knows their duties and how they contribute to the overall objectives.

Decision-Making Under Pressure – Pilots should be trained to make rapid, informed decisions under pressure. Corporate leaders often face similar high-pressure situations, where swift and decisive action is required. By adopting MCC principles, leaders can enhance their ability to make effective decisions in critical moments.

Situational Awareness – Pilots have to maintain a high level of situational awareness, constantly monitoring their environment and anticipating potential issues. Business leaders can benefit from developing a keen awareness of market trends, competitor actions, and internal dynamics to proactively address challenges and seize opportunities.

Teamwork and Collaboration – MCC emphasizes the importance of teamwork and collaboration, with each member contributing their expertise to achieve a common goal. In the corporate context, fostering a collaborative culture can lead to more innovative solutions and improved performance.

While the principles of MCC are highly applicable to Airline's business leadership, there are some notable differences that require adaptation:

Context and Environment – the dynamic nature of the business environment, characterized by market volatility and competitive pressures, differs from the relatively controlled environment of aviation. Aviation business leaders must be adept at navigating these complexities and uncertainties.

Stakeholder Management – unlike aviation, where the primary focus is on the safety and efficiency of the flight, corporate leaders must balance the needs and expectations of a diverse range of stakeholders, including employees, customers, shareholders, and regulators.

Long-Term Strategy – MCC training is often focused on immediate operational effectiveness and emergency response. In contrast, Commercial Aviation's business leaders must also focus on long-term strategic planning and sustainable growth.

To fully harness the benefits of MCC principles, training for Commercial Aviation's business leaders/management must evolve in several key areas:

Structured Leadership Development Programs – just as MCC training is mandatory for airline pilots, structured leadership development programs should be mandatory for aspiring business leaders. These programs should encompass communication skills, decision-making under pressure, and situational awareness.

Simulation and Scenario-Based Training – incorporating simulation-based training and real-world scenarios can help leaders practice and refine their skills in a controlled environment, much like pilots do during their training.

Emphasis on Soft Skills – effective leadership requires a balance of technical and soft skills. Training programs should emphasize emotional intelligence, empathy, and conflict resolution to enhance leaders' ability to manage diverse teams and foster a collaborative culture.

Continuous Learning and Feedback – leadership training should not be a one-time event but an ongoing process. Implementing continuous learning opportunities and regular feedback mechanisms can help leaders

stay current with best practices and continuously improve their skills.

Summary

The MCC principles in aviation offer valuable insights for corporate leadership. By adopting these principles, aviation business leaders can enhance their communication, decision-making, and teamwork skills, leading to more effective and resilient organizations. As the business landscape continues to evolve, so too must the training and development of our leaders, ensuring they are equipped with the tools and skills necessary to navigate the complexities of today's world.

References:

1. "Airline pilot standards multi crew cooperation course". UK CAA, 2022.
2. "Multi-crew cooperation training". UK CAA, 2022.
3. "FCL.735.A - Multi-crew cooperation". EASA, 2022.

UDC 629.735.017

Oleksandr Tonkovyd

State University "Kyiv Aviation Institute", Kyiv

Academic Supervisor – Oleksandr Bondik, PhD, AP

Key words: Crew Resource Management, Concept, Evolution, Civil Aviation

The error management approach defines behavioral strategies as error countermeasures that are employed to avoid error, to trap errors committed, and to mitigate the consequences of error. Initially the label Cockpit Resource Management (CRM) was applied to the process of training crews to reduce “pilot error” by making better use of the human resources on the flightdeck [1,2]. The focus of this paper is on the generations of CRM training that reflect this evolution and on the problems that have been encountered in changing the attitudes and behavior of flight crews.

The term ‘evolution’ in describing the changes in CRM over the last two decades [3,4]. Evolution, as formally defined refers to the process of growth and development, a description that aptly fits CRM and our focus is on the most recent approaches to CRM training. Early generations are described briefly to show their context and emphases.

First generation courses were psychological in nature, with a heavy focus on psychological testing and general concepts such as leadership. They advocated general strategies of interpersonal behavior without providing clear definitions of appropriate behavior in the cockpit. It was also recognized that CRM training should not be a single experience in a pilot’s career and annual recurrent training in CRM became part of the program. In addition to classroom training, some programs also included full mission simulator training (Line Oriented Flight Training) where crews could practice interpersonal skills without jeopardy. However, despite overall acceptance, many of

these courses encountered resistance from some pilots, who denounced them as “charm school” or attempts to manipulate their personalities.

By the growing number of airlines had initiated CRM training and many reported on their programs. One of the conclusions drawn by working groups at the meeting was that explicit (or stand alone) CRM training would ultimately disappear as a separate component of training when it became imbedded in the fabric of flight training and flight operations. At the same time, a new generation of CRM courses was beginning to emerge. Accompanying a change in the emphasis of training to focus on cockpit group dynamics was a change in name from Cockpit to CRM. The new courses dealt with more specific aviation concepts related to flight operations and became more modular as well as more team oriented in nature. Basic training conducted in intensive seminars included concepts such as team building, briefing strategies, situation awareness and stress management. Specific modules addressed decision making strategies and breaking the chain of errors that can result in catastrophe. Many of the courses still relied on exercises unrelated to aviation to demonstrate concepts. Participant acceptance of these courses was generally greater than that of the first generation, but criticisms that the training was heavily laced with “psycho-babble” continued. Second generation courses continue to be used in the USA and other parts of the world.

While third generation courses filled a recognized need to extend the concept of the flight crew, they may also have had the unintended consequence of diluting the original focus on the reduction of human error. As part of the integration of CRM, several airlines have begun to proceduralize the concepts involved by adding specific behaviors to their checklists. The goal is to ensure that decisions and actions are informed by consideration of “bottom lines” and that the basics of CRM are observed, particularly in non-standard situations.

On the surface, the fourth generation of CRM would seem to solve the problems of human error by making CRM an integral part of all flight training. It would also appear that the goal of making explicit CRM training “go away” is starting to be realized. Although empirical data are not yet available, there is general consensus among US-airlines that the Advanced Qualification Program (AQP) approach yields improvements in the training and qualification of flight crews. However, the situation is more complex and the resolution not so straightforward. Before considering the latest iteration of CRM, it may be valuable at this point to pause and examine what has been accomplished in the past two decades of CRM training.

The fundamental question of whether CRM training can fulfill its purposes of increasing the safety and efficiency of flight does not have a simple answer. The most obvious validation criterion, the accident rate per million flights, cannot be used. Because the overall accident rate is so low and training programs so variable, it will never be possible to draw strong conclusions about the impact

of training during a finite period of time. In the absence of a single and sovereign criterion measure, investigators are forced to use surrogate criteria to draw inferences more indirectly. Reports of incidents that do not result in accidents are another candidate criterion measure. However, incident reporting is voluntary and one cannot know the true base rate of occurrences, which is necessary for validation. We will discuss new developments in incident reporting later.

Fifth generation CRM is compatible with earlier generations. Special training in the use of automation and the leadership role of captains as highlighted in the third generation can be neatly subsumed under this model. The error management approach should strengthen the AQP approach to training by providing an all-important demonstration of the reasons for stressing CRM in all aspects of flight training. In the same vein, the integration of CRM into technical training and the proceduralization of CRM also fit under this umbrella, and are likely to be better understood and accepted when the goals are clearly defined and organizationally endorsed. Pilots should also be better able to develop effective strategies for error management in situations where procedures are lacking and provide a focal point for CRM skills which are not amenable to proceduralization.

Training modules such as situation awareness and the nature and importance of briefings can be seen as basic error management techniques. Similarly, joint training of cabin and cockpit crews can be seen as extending the scope of error management to all employees in a safety culture. Finally, clarification of the basic goals of CRM training may be the best way to reach the Drongos who should find it difficult to deny the importance of error management.

Summary

CRM is not and never will be the mechanism to eliminate error and assure safety in a high risk endeavor such as aviation. Error is an inevitable result of the natural limitations of human performance and the function of complex systems. CRM is one of an array of tools that organizations can use to manage error. The safety of operations is influenced by professional, organizational, and national cultures and safety requires focusing each of these toward an organizational safety culture that deals with errors non-punitively and proactively. When CRM is viewed in the context of the aviation system, its contributions and limitations can be understood. What we do know is that the rationale for human factors training is as strong now as it was when the term CRM was first coined.

References:

1. International Civil Aviation Organization, Circular 153-An/56, Montreal, Canada, 1978.
2. "Crew Resource Management". www.iafc.org.
3. "CRM at its best: Qantas flight 32, learning from the recent past", 2017.
4. "[Aviation citizenship](http://www.faa.gov)". www.faa.gov, 2020.

АНАЛІЗ МЕТОДІВ ВИЗНАЧЕННЯ МЕТЕОРОЛОГІЧНОЇ ВИДИМІСТІ**Єгор Говорун***Державний університет «Київський авіаційний інститут», Київ**Науковий керівник – Таїсія Семитківська, к.т.н., доц.*

Ключові слова: видимість, методи, авіація, метеорологія, безпека.

Забезпечення безпеки авіаційних перевезень пов'язане з визначенням видимості за різних погодних умов. Передбачити видимість виходячи з аналізу метеорологічних даних досить складно, у авіації застосовується ряд експериментальних методів її виміру. Пропускання світла атмосферним повітрям безпосередньо залежить стану середовища і може погіршуватися при впливі низки погодних чинників. Розгляд основних методів визначення видимості та особливостей їх практичної реалізації є цікавим та важливим завданням.

Більшість методів виходить з оптичного принципу. Трансмісометри різняться розташуванням блоків та реєстрацією параметрів. Основною вимірюваною величиною, що реєструється, є коефіцієнт пропускання світла прозорим середовищем (повітрям).

Погіршення видимості призводить до зниження показника пропускання і більшого поглинання світла повітряної атмосферної, в якій розподілені дисперсні включення. Фізичною величиною, яка визначається за допомогою трансмісометра, є коефіцієнт пропускання, який показує метеорологічну оптичну дальність. Загалом, пропускання світла визначається експоненційною залежністю - формулою Кошмідера, що представляє слідство класичного закону Бугера-Ламберта. Ця величина визначається з урахуванням порога контрастної чутливості ока. Трансмісометр проводить вимірювання певного середнього значення об'єму повітря (горизонтальний циліндричний об'єм повітря) між передавачем та приймачем. Світловий потік генерується газорозрядною лампою в імпульсному режимі. Система для вимірювання видимості встановлюється вздовж аеропортів, щоб забезпечити контроль безпеки під час зльоту та посадки. Останнім часом від джерел із вузьким спектральним діапазоном (лазери, світлодіоди) намагаються відмовлятися, оскільки деякі погодні явища призводять до виникнення помилок у вимірах. Сучасні прилади мають кожухи для захисту від опадів. Крім цього, прилади повинні бути забезпечені повітрорудками для створення повітряної завіси у разі дії пилу та опадів, що відхиляються під дією вітру.

Перспективним підходом визначення метеорологічної оптичної дальності є використання як датчиків, визначальних пропускання повітрям хвиль у видимому діапазоні, а й використання датчиків розсіювання світла. Зворотне розсіювання світла показало свою високу ефективність у визначенні видимості при снігопаді та дощі. Однак такі прилади поки що не набули широкого поширення, хоча результати обробки спектрів зворотного розсіювання показали високі перспективи використання методу в майбутньому.

Застосування нових технологій аналізу оптичного спектру розсіювання атмосферних аерозолів (пилів, туманів тощо) сприятиме більш досконалії оцінці метеорологічних умов.

У більшості випадків використовується комбінація схеми прямого розсіювання, розташованої на одному кінці ділянки злітно-посадкової смуги, зі схемою пропускання на іншому кінці. Порівняння параметрів пропускання і розсіювання дає більш високу точність і швидкість оцінки погодних умов, що швидко змінюються, зміна яких призводить до різкого зниження видимості. Крім вищезгаданих методів існує метод нефелометрії. Такі прилади дозволяють аналізувати розсіяні пучки світла при більш широкому діапазоні. Метод нефелометрії ґрунтується на аналізі інтенсивності світлового потоку, що розсіюється частинками атмосферних аерозолів. Інтенсивність розсіяного випромінювання пропорційна концентрації завислих частинок у повітрі. Як правило, робота метеорологічних нефелометрів заснована на аналізі сигналу розсіювання світла, отриманого при проходженні випромінювання через повітряне середовище у всіх напрямках щодо пучка світла.

Висновок

Дослідження основних переваг та недоліків існуючих способів визначення видимості в авіації є вкрай важливим у вдосконаленні методів визначення видимості у цивільній авіації.

Список використаних джерел:

1. Galati G., Dalmaso I., Pavan G., Brogi G. Fog Detection Using Airport Radar // Radar Symposium, 2006. IRS 2006. International. – P. 1-4.
2. РД 52.21.680 – 2022. Runway Visual Range (RVR) Determination Guide. Керівництво з визначення дальності видимості на ЗПС (RVR).

УДК 629.7

ІСТОРИЧНІ ЕТАПИ РОЗВИТКУ КОНСТРУКЦІ ШАСІ ЛІТАКА

Євгеній Кузьменюк

Державний університет «Київський авіаційний інститут», Київ

Науковий керівник – Руслан Макаренко, к.т.н., доц.

Ключові слова: шасі, основна опора літака, передня опора літака.

Вступ. Шасі літака є критично важливою частиною конструкції повітряного судна. Воно забезпечує можливість зльоту, посадки та пересування літального апарата по землі. Від початку розвитку авіації конструкція шасі зазнала значних змін, що були зумовлені зростанням швидкостей, маси та вимог до безпеки польотів. У цій доповіді розглянемо основні етапи розвитку конструкції шасі, від перших літаків до сучасних технологій.

Мета. Метою даного дослідження є огляд змін в конструкції опор шасі літака з часів становлення авіації до сучасності. Показано причини як були домінуючими для зміни підходів до конструювання шасі, що призвело до покращення основних показників літака які впливають на безпеку під час зльоту та посадки.

Матеріали та методи. Дане дослідження ґрунтується на аналізі конструкцій літаків за останні 100 років. В якості матеріалу для огляду було розглянуто історичні фото літаків, схеми опор шасі та сучасні фото -відеоматеріали. Огляд технічної документації за наявності до деяких літаків також дозволив сформувані основні ідеї та принципи, якими керувались конструктори літаків для удосконалення шасі.

Результати

1. Початковий етап: жорсткі та примітивні конструкції (1900–1920-ті роки. На зорі авіації шасі мали просту конструкцію. Перші літаки часто запускалися з дерев'яних або металевих направляючих, а іноді навіть приземлялися на полози, як у братів Райт (1903). Пізніше стали застосовувати жорсткі колісні опори.

Основні характеристики:

- Використання дерев'яних або металевих рам.
- Відсутність амортизації.
- Колеса без пневматичних шин.
- Неможливість прибирання шасі під час польоту.

Приклад: Blériot XI (1909) — мав просте колісне шасі без амортизації.

2. Перехід до амортизованих конструкцій (1920–1930-ті роки)

З розвитком авіації виникла необхідність у більш м'якій посадці, що привело до розробки амортизованих шасі. Головні нововведення включали:

- Застосування пневматичних шин.
- Введення гідравлічних амортизаторів.
- Збільшення міцності конструкцій.
- Перші механізми складання шасі.

Приклад: Boeing P-26 Peashooter (1932) — один із перших серійних літаків із частково прибираним шасі.

3. Епоха прибиральних шасі (1930–1940-ві роки)

Під час Другої світової війни шасі стали повністю прибиратися, що зменшувало аеродинамічний опір і покращувало льотні характеристики.

Основні особливості:

- Використання гідравлічних або електричних механізмів прибирання.
- Введення поворотних вузлів.

- Застосування хвостового або носового шасі.

Приклади:

- Messerschmitt Bf 109 (1935) — один із перших винищувачів із прибиральним шасі.
- Supermarine Spitfire (1936) — мав досконалішу конструкцію шасі для кращої маневреності.

4. Реактивна авіація та нові конструктивні рішення (1950–1970-ті роки)

З розвитком реактивних літаків виникла необхідність у посилених шасі через зростання швидкості та ваги повітряних суден. Основні вдосконалення:

- Використання багатоколісних опор.
- Посилені гідравлічні амортизатори.
- Шини високого тиску.

Приклади:

- MiG-15, F-86 Sabre — перші реактивні винищувачі з посиленими шасі.
- Boeing 707 — мав багатоколісне шасі для рівномірного розподілу навантаження.

5. Сучасні технології та перспективи (1980-ті – сьогодення)

Boeing 787 Dreamliner – це сучасний далекомагістральний широкофюзеляжний пасажирський літак, відомий своєю інноваційною конструкцією та використанням передових матеріалів. Однією з ключових особливостей цього літака є його шасі, яке забезпечує безпечне зльот і посадку, а також маневрування на землі.

Літак оснащений двома основними опорами шасі, кожна з яких має чотири колеса, розташовані в парних візках. Це забезпечує рівномірний розподіл навантаження та підвищує стійкість під час зльоту та посадки.

Передня стійка шасі має два колеса і відповідає за керування літаком під час руління на землі.

У конструкції шасі Boeing 787 широко використовуються легкі та міцні матеріали, такі як титан та композитні сплави. Це сприяє зниженню загальної маси літака, що, в свою чергу, підвищує паливну ефективність та зменшує експлуатаційні витрати.

Шасі оснащене сучасними гідравлічними та електронними системами керування, які забезпечують:

Прибирання та випускання шасі – автоматизовані процеси прибирання та випуску стійок шасі під час зльоту та посадки.

Амортизація – ефективне поглинання енергії під час посадки, що зменшує навантаження на конструкцію літака та підвищує комфорт пасажирів.

Гальмівна система – високоефективні дискові гальма з системою проти блокування (ABS), які забезпечують безпечне гальмування на різних типах покриття злітно-посадкової смуги.

Висновок

Основною перевагою удосконалення опор шасі літака є підвищення безпеки при експлуатації повітряних суден. Сучасні літаки обладнані системами моніторингу стану шасі в реальному часі, що дозволяє екіпажу та технічному персоналу своєчасно виявляти та реагувати на можливі несправності. Це підвищує рівень безпеки польотів та знижує ризик відмов обладнання.

Список використаних джерел:

1. URL: https://web.archive.org/web/20081122135510/http://www.fzt.haw-hamburg.de/pers/Scholz/dglr/hh/text_2002_04_11_Fahrwerk.pdf
2. URL: https://ela.kpi.ua/bitstream/123456789/58118/1/Slobodyanyk_magistr.pdf
3. Gordon, Yefim; Komissarov, Dmitry; Komissarov, Sergey (2004). OKB Ilyushin: a History of the Design Bureau and its Aircraft. Hinkley, England: Midland Publishing. pp. 255, 270.
4. The Design Of The Aeroplane, Darrol Stinton 1983, ISBN 0-632-01877-1, p. 63

РІДИННО-ГАЗОВІ СИСТЕМИ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ

УДК 532.5

ВИЗНАЧЕННЯ ОПТИМАЛЬНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ОБТІКАННЯ КРИВОЛІНІЙНОГО ВІСЕСЕМЕТРИЧНОГО ТІЛА

Костюк Дмитро, Григорян Давід

Державний університет «Київський авіаційний інститут», Київ

Науковий керівник – Лук'янов Павло, к.ф.-м.н., доц.

Ключові слова: літак, фюзеляж, примежовий шар, тертя, молекулярна в'язкість.

Вступ. У сучасному світі великої конкуренції та великих темпів життя важко переоцінити важливість оптимізації. Думка, що сформована науковим керівником даної роботи, щодо використання варіативного числення, а також врахування зміни в'язкості примежового шару по мірі віддалення від поверхні та його немиттєвого прилипання є новаторською та надзвичайно важлива у сьогоденні, коли від авіаційної техніки вимагається надзвичайна точність та швидкість. Тому, тема оптимізації характеристик вісесеметричного тіла (фюзеляжу) є актуальною. Так, у публікації від 2024р. [1] ведеться опис дослідження щодо оптимізації форми фюзеляжу для зменшення опору та створення підйімальної сили за допомогою чисельного моделювання (CFD) та методу PARSEC та даний метод не є таким універсальним, не володіє аналітичною гнучкістю та затратний по ресурсам на фоні варіативного числення.

Мета. Мета роботи – отримати (аналітично або чисельно) розв'язок задачі про знаходження форми осесиметричного фюзеляжу, повний опір якого, що складається із лобового опору та тертя, є мінімальним.

Матеріали та методи. Дане дослідження базується на аналітичних методах варіаційного числення та методах чисельного розв'язання диференціальних рівнянь та систем.

Для побудови математичної моделі за основу обирається рівняння Нав'є-Стокса для нестационарної без градієнтної течії [2]

$$\frac{\partial V_x}{\partial t} = \frac{\partial}{\partial y} \left(\mu \frac{\partial V_x}{\partial y} \right)$$

Враховуючи зміну в'язкості по координати y (віддалення від площини), та очевидну фізичну природу немиттєвого прилипання примежового шару до твердої поверхні, застосовуючи метод розподілу змінних, розкривши рівняння Ейлера, враховуючи, що матмодель має фізичний характер, отримуємо [3]

$$\frac{\partial V_x}{\partial t} + V_x \frac{\partial V_x}{\partial x} + V_y \frac{\partial V_x}{\partial y} = \frac{\partial \mu}{\partial y} \frac{\partial V_x}{\partial y} + \mu \frac{\partial^2 V_x}{\partial y^2}$$

Дана рівність складає основу для знаходження в'язкості μ (x, y, t) з урахуванням вищевказаних зауважень.

Маючи більш точне розуміння природи примежового шару, для виводу функціоналу, що описує лобовий опір та тертя в ході роботи отримуємо рівняння для лобового опору

$$F_{\text{оп}} = D \cdot V_n^2 \cdot \frac{\left(\frac{d\Phi}{dx}\right)^2}{\sqrt{1 + \left(\frac{d\Phi}{dx}\right)^2}} dx$$

$$\text{Де } \tan \alpha = \frac{d\Phi}{dx} \quad \text{та} \quad V_n^2 = V_0^2 \sin^2 \alpha = V_0^2 (1 - \cos^2 \alpha)$$

Силу тертя визначаємо із формули

$$dF_T \propto \mu \frac{du}{d\vec{n}} dl$$

На основі даної математичної бази отримане рівняння котре не має аналітичного розв'язку. Для отримання чисельного розв'язку важливо обрати граничні умови, що забезпечать фізичність отриманого результату.

Висновок

Запропонована модель дозволяє отримати оптимальні геометричні характеристики та пропонує високу точність та гнучкість за рахунок граничних умов, та врахування недоліків класичних моделей, щодо в'язкості, завдяки чому ми можемо досягти однакової кількості рівнянь та невідомих при постановці таких викликів, які ставить рівняння Нав'є-Стокса.

Список використаних джерел:

1. K. J. Craig and D. Sanders, "Computational investigation of the aerodynamic performance of an optimised alternative fuselage shape," Aircraft Engineering and Aerospace Technology, vol. 96, no. 6, Jun. 2024. DOI: [10.1108/AEAT-11-2023-0297](https://doi.org/10.1108/AEAT-11-2023-0297)
2. P.V. Lukianov, L. Song. Optimal character and different nature of flows in laminar boundary layers of incompressible fluid flow. Problems of friction and wear. 2022. No. 4(97). P. 52-60. doi : 10.18372/0370-2197.4(97)16959.
3. P.V Lukianov, L. Song. Flow development region in the boundary layer: two-component molecular viscosity and partial slip. Aviatsiyno-kosmichna tekhnika i tekhnolohiya. 2023. Vol. 6(192). P. 38--47. doi: 10.32620/aktt.2023.6.05

УДК 532

ВИКОРИСТАННЯ АДИТИВНИХ ТЕХНОЛОГІЙ У ГІДРОПНЕВМАТИЧНІЙ РАКЕТІ

Осадчук Владислав

*Національний авіаційний університет, Київ**Науковий керівник - Бадах В.М., к.т.н., с.н.с, зав. кафедри ГГС*

Ключові слова: аддитивні технології, гідравліка, 3D-друк, прототипування, гідропневматичні ракети.

Вступ. Аддитивні технології відкривають нові горизонти для гідравлічних систем, дозволяючи створювати складні та оптимізовані конструкції. Завдяки 3D-друку можна виготовляти деталі з внутрішніми каналами складної форми, недоступними для традиційних методів обробки.

Мета. Розгляд можливості використання 3D-друку під час створення корпусів гідропневматичних ракет. Такі технології дозволяють скоротити час виробництва та знизити витрати на прототипування. Можливість швидкого впровадження змін у конструкції відкриває шлях до створення унікальних гідравлічних рішень.

Основна частина. 3D-друк відкриває нові горизонти для створення прототипів корпусів гідропневматичних ракет. Завдяки цій технології можна швидко і ефективно перевіряти різні конструкційні рішення. Швидке виготовлення прототипів дозволяє проводити більше випробувань та вдосконалювати дизайн. Це суттєво скорочує час розробки та знижує витрати на створення ракет. 3D-друк дає можливість створювати складні геометричні форми, які важко отримати традиційними методами. З допомогою 3D-друку можна оптимізувати вагу та міцність корпусу ракети, надати необхідні аеродинамічні якості корпусу та керувати аеродинамічними елементами.

Основним параметрами при розрахунку та моделюванні корпусу ракети, є тиск у середині гідропневматичної ракети, робочий об'єм та кількість рідини на початку та у кінцевому проміжку часу.

$$P_1 = P_0 \left(\frac{V - W_0}{V - W_1} \right)^\gamma$$

P_0 – тиск всередині робочого об'єму;

P_1 – тиск, що виникає в результаті;

V – робочий об'єм;

W_0 – об'єм води в робочому об'ємі на початку часового проміжку;

W_1 – об'єм води у кінці проміжку часу;

γ – показник адіабати (для сухого повітря при $T = 300[K]$, $\gamma = 1,40$).

Звісно, кількість параметрів під час розрахунку та створення гідропневматичної ракети значно більша представлених, але для вирішення міцнісних розрахунків тонкостінних корпусів достатня для початкового етапу проектування.

Розглянемо приклад розрахунку циліндричного тіла ділянки корпусу гідропневматичної ракети (рис.1).

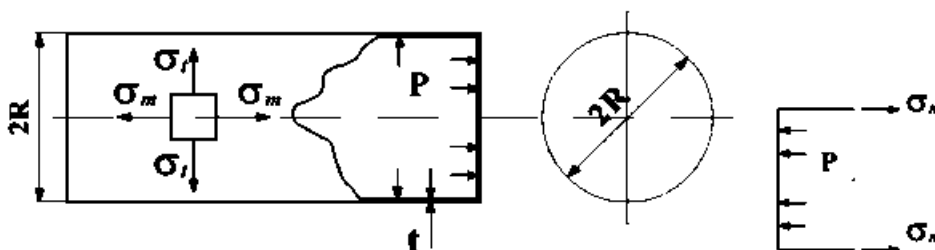


Рис.1 Циліндричне тіла ділянки корпусу гідропневматичної ракети

Максимальна напруженість у стінці корпусу (σ_t) можна визначити за формулою,

$$\sigma_t = \frac{pR}{t}$$

p – величина перепаду тиску;

t – величина товщині стінки корпусу;

R – внутрішній радіус корпусу;

Меридіальні напруження (σ_m) за умови рівноваги частини оболонки,

$$\sigma_m \cdot 2\pi R t = \pi R^2 p$$

$$\sigma_m = \frac{pR}{2t}$$

отже, для циліндричної оболонки, також справедлива наступна тотожність,

$$\sigma_t = 2\sigma_m$$

Висновок

Аддитивне виробництво сприяє розвитку інновацій та оптимізації продуктивності гідравлічних систем у тому числі гідропневматичних ракет. Впровадження цих технологій є ключовим фактором для досягнення конкурентних переваг у сучасному ракетному середовищі.

Список використаних джерел:

8. Rockets: Educator's Guide with Activities in Science, Technology, Engineering and Mathematics/ EG-2020-11-46-MSFC – 132 с.

УДК 532.5

ВПЛИВ КОЛИВАНЬ ШТОКУ ГІДРОЦИЛІНДРУ НА ПРОЦЕС ВИПУСКАННЯ ТА ПРИБИРАННЯ ШАСІ ЛІТАКА

Полосьмак Максим, Кутовий Михайло

Державний університет «Київський авіаційний інститут», Київ

Науковий керівник – Лук'янов П.В., к.ф.-м.н., доц.

Ключові слова: випускання та прибирання шасі, затухаючі коливання, вплив.

Вступ. Система прибирання та випуску шасі є критично важливою для безпечної експлуатації літаків, забезпечуючи стабільність та керованість повітряного судна під час зльоту, посадки та руління. У процесі роботи цієї системи виникають коливання, які можуть суттєво впливати на нього.

Мета. Мета роботи – отримати розв'язок задачі про випускання та прибирання шасі із урахуванням коливань тиску поршня гідроциліндра.

Матеріали та методи

Дане дослідження базується на аналітичних та чисельних методах.

Математична модель процесу

Сили, що діють на систему [1].

Сила тиску поршня гідроциліндра (вона може бути як сталою так і змінною під час випускання та прибирання шасі) P

$$P = P_0(1 + 0.5 \exp(-\beta \cdot t) \cdot \cos(2\pi vt))$$

Сила ваги G – стала.

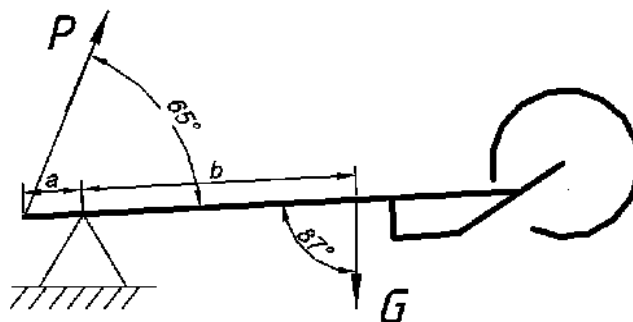


Рис. 1.1 Передня опора в складеному положенні

Сила опору повітря q : для передньої шасі залежить від часу (кута повороту) [1].

$$F_{\text{оп}} = D \cdot V_3^2 \sin^2 \phi$$

Сила інерції: якщо прискорення рівне нулеві, то сила інерції відсутня. Лише коли кутова швидкість є змінною під час процесу то силу інерції ми повинні також враховувати [1].

$$\frac{d\omega}{dt} = \frac{d^2\phi}{dt^2} \neq 0. (1)$$

Рівняння нестационарного руху. Обертання твердого тіла навколо нерухомої осі

описується теоремою про зміну кінетичного моменту [1]:

$$\frac{d\vec{L}}{dt} = \vec{M}_e, \quad (2)$$

де $\vec{L} = m \cdot \vec{V} \times \vec{r}$ і $\vec{M}_e = \vec{F} \times \vec{r}$ -- відповідно кінетичний момент та момент сили.

У разі нашої задачі рівняння (2) має такий вигляд [1]:

$$L = J \cdot \omega$$

Диференціальне рівняння руху є [1]:

$$J \frac{d^2\varphi}{dt^2} = P_0(1 + 0.5\exp(-\beta \cdot t) \cdot \cos(2\pi vt) \cdot a \cdot \sin(\varphi + \varphi_1) - G \cdot b \cdot \sin(\varphi + \varphi_2) + D \cdot V_3^2 \sin^2 \varphi. \quad (3)$$

Для спрощення процесу знаходження розв'язку, перепишемо у наступному вигляді:

$$J \frac{d^2\varphi(t)}{dt^2} = P_0(1 + 0.5\exp(-\beta \cdot t) \cdot \cos(2\pi vt) \cdot a(\cos\varphi_1 \sin\varphi(t) + \sin\varphi_1 \cos\varphi(t)) - G \cdot b(\cos\varphi_2 \sin\varphi(t) + \sin\varphi_2 \cos\varphi(t)) + D \cdot V_3^2 \sin^2 \varphi(t) \quad (4)$$

У більш компактному вигляді маємо [1]:

$$\frac{d^2\varphi}{dt^2} = A \sin\varphi + B \cos\varphi + E \sin^2 \varphi, \quad (5)$$

$$\text{де } A = \frac{(P \cdot a \cdot \cos\varphi_1 + G \cdot b \cdot \cos\varphi_2)}{J}, B = \frac{(P \cdot a \cdot \sin\varphi_1 + G \cdot b \cdot \sin\varphi_2)}{J}, E = D \cdot \frac{V_3^2}{J}$$

Пакет символічних обчислень «Maple» не в змозі отримати аналітичний розв'язок. Для отримання чисельного розв'язку важливо вказати фізичні граничні умови.

Висновок

Запропонована модель, що враховує вплив коливального руху штоку гідроциліндру на процес випускання та прибирання шасі

Список використаних джерел:

1. Лук'янов П.В., Бадах В.М., Іванов М.С., Тарасенко Т.В. Математична модель прибирання та випуску шасі літака. Промислова гідравліка і пневматика: матеріали XXI міжнародних наук.-техн. конф. АС ПГП, м. Київ, 2020.

УДК 629.72;629.73

РОЗВИТОК ВІЙСЬКОВОЇ НАДЗВУКОВОЇ АВІАЦІЇ: СУЧАСНИЙ СТАН І ПЕРСПЕКТИВИ

Іван Голубєв, Дар'я Таранич

Державний університет «Київський авіаційний інститут», Київ

Науковий керівник – Роман Єременко

Ключові слова: Матеріали, Швидкість, Літак, Двигуни.

Мета: дослідження розвитку надзвукової військової авіації

Надзвукова військова авіація відіграє ключову роль у сучасних бойових діях,

забезпечують захист, швидку реакцію, збереженням життя людей та виконанням завдань різного рівня складності.

Технологічний прогрес у цій сфері включає розвиток нових матеріалів, двигунів, систем управління та озброєння.

Надзвуковий політ - це коли літак переходить швидкісний та звуковий бар'єр саме 1200 км\год

Під час становлення реактивної авіації, пілоти почали літати на більших швидкостях ніж поршневі літаки, після 1000 км\год в літака починали трястися крила і їх могло відірватися, однак інженери змогли побороти цю проблему

Після корейської війни два блоки, а саме НАТО та Варшавський пакт зустрілися з однаковими проблемами, а саме тим що відправивши в сторону суперника бомбардувальники потрібно було захищати свої території.

Однак була проблема, а саме швидкість літаків була недостатня і тоді почалась "битва" за швидкість першими та відомими F-100 Super Saber (США) та Міг-19 (СРСР)

Однак пілоти та авіаконструктори зустрілися з проблемою яка могла загубити багато літаків та їх пілотів, це те що, чим більша швидкість, тим важче керувати літальним апаратом додатково надійність надзвукових двигунів була в, тому що їх надійність та літній час були надто маленькі представником таких двигунів є General Electric J79-GE-7 (до прикладу літак F-104 Starfighter отримав назву "вдово роб" через свою не надійність) додатково година польоту такого типу двигунів була занадто дорого та іноді потрібно було особливе пальне (двигуни А-12 він же SR-71 використовував особливе пальне та додаткові хімічні елементи для виходу на форсаж) окремо можна виділити проходження звукового бар'єра, однак на даний час є серійні літаки з крейсерським надзвуковим польотом

Для певних швидкостей, а саме для 2500 км\год, потрібні були більш жаростійкі матеріали

Історія авіації знає багато літаків які змогли пройти цей бар'єр однак ми розглянемо два найбільш відомих літаків цього списку SR-71 та Міг-25

SR-71 Blackbird був побудований переважно з титану, оскільки звичайний алюміній не витримував би високих температур, що виникали при польоті на надзвуковій швидкості. Для виробництва літака США навіть таємно закуповували титан у СРСР!

Міг-25 найшвидший серійний літак СРСР який був зроблений зі сталі через те що титан був надто дорогий і сталі було більше однак вона була надто важка



На рисунках зображені SR-71(з лівої сторони) та Міг-25(з правої сторони)

Нині найбільш розвинуті держави у напрямку надзвукових літаків є:

США з їх літаками F-22 Raptor, F-35 Lightning II (хоча F-35 має лише надзвуковий крейсерський режим), та перспективні проєкт NGAD (Next-Generation Air Dominance).

Китай з літаками J-20 ,та J-35

Європейські держави програми Tempest (Велика Британія), FCAS (Франція-Німеччина-Іспанія).

З огляду на усі проєкти можна виділити декілька основних напрямків розвитку авіації такі як:

Гіперзвукові технології: активна робота ведеться над створенням літаків, здатних перевищувати швидкість у 5 Махів.

Маскування та зниження радіолокаційної помітності: розвиток технологій Stealth.

Інтеграція безпілотних літальних апаратів (БПЛА): створення "роїв" автономних або напіваавтономних бойових дронів.

Створення засобів дальнього радіолокаційного виявлення та стеження (AWACS)

Основними перспективними шляхами розвитку авіації є:

Ведення штучного інтелекту та підвищення його автономності це надає підвищення можливостей за допомогою алгоритмів AI та облегшити пілотування літака та ведення авіаційного бою

Гіперзвукові винищувачі та стратегічні бомбардувальники – створення літаків, здатних виконувати завдання на надвеликих швидкостях.

Поліпшені авіаційні двигуни – розвиток адаптивних турбореактивних двигунів (наприклад, Adaptive Cycle Engine).

Збільшення дальності польоту та покращення паливної ефективності – створення легших і витриваліших платформ.

Отже, з огляду на все вище сказане нами можна зробити висновки що військова надзвукова авіація залишається стратегічним компонентом обороноздатності передових держав. Майбутнє цієї галузі визначатиметься розвитком гіперзвукових технологій, штучного

інтелекту. Впровадження інноваційних рішень сприятиме збереженню військової переваги в повітрі у 21 столітті.

Список використаних джерел:

1. Надзвукові літаки [Електронний ресурс] - Режим доступу: https://uk.wikipedia.org/wiki/%D0%9D%D0%B0%D0%B4%D0%B7%D0%B2%D1%83%D0%BA%D0%BE%D0%B2%D0%B8%D0%B9_%D0%BB%D1%96%D1%82%D0%B0%D0%BA
2. General Electric J79-GE-7 [Електронний ресурс] - Режим доступу: https://airandspace.si.edu/collection-objects/general-electric-j79-turbojet-engine/nasm_A19690213004
3. F-22 [Електронний ресурс] - Режим доступу: https://uk.wikipedia.org/wiki/F-22_Raptor
4. F-35 [Електронний ресурс] - Режим доступу: https://uk.wikipedia.org/wiki/F-35_Lightning_II
5. NGAD [Електронний ресурс] - Режим доступу: https://uk.wikipedia.org/wiki/Boeing_F-47
6. AWACS [Електронний ресурс] - Режим доступу: https://uk.wikipedia.org/wiki/Літак_дальнього_радіолокаційного_стеження
7. F-100 [Електронний ресурс] - Режим доступу: https://uk.wikipedia.org/wiki/North_American_F-100_Super_Sabre
8. МіГ-19 [Електронний ресурс] - Режим доступу: <https://uk.wikipedia.org/wiki/МиГ-19>
9. F-104 Starfighter [Електронний ресурс] - Режим доступу: https://uk.wikipedia.org/wiki/Lockheed_F-104_Starfighter
10. SR-71 [Електронний ресурс] - Режим доступу: https://uk.wikipedia.org/wiki/Lockheed_SR-71_Blackbird
11. МіГ-25 [Електронний ресурс] - Режим доступу: <https://uk.wikipedia.org/wiki/МиГ-25>
12. J-20 [Електронний ресурс] - Режим доступу: https://uk.wikipedia.org/wiki/Chengdu_J-20
13. J-35 [Електронний ресурс] - Режим доступу: https://en.wikipedia.org/wiki/Shenyang_J-35
14. Tempest [Електронний ресурс] - Режим доступу: https://uk.wikipedia.org/wiki/BAE_Systems_Tempest
15. FCAS [Електронний ресурс] - Режим доступу: https://en.wikipedia.org/wiki/Future_Combat_Air_System

16. Adaptive Cycle Engine [Електронний ресурс] - Режим доступу:

<https://www.geaerospace.com/military-defense/engines/xa100>

УДК 629.735.33

МЕХАНІЗАЦІЯ КРИЛА В СИСТЕМІ КЕРУВАННЯ ЛІТАКА

Фещук Олексій Романович

Державний університет «Київський авіаційний інститут», Київ

Науковий керівник – Тарасенко Тарас Валерійович, к.т.н. доц.

Ключові слова: літак, крило, предкрилок, закрилок, елерон, спойлер, інтерцептор.

Вступ. Системи механізації крила відіграють важливу роль у керуванні польотом літальних апаратів, дозволяючи змінювати аеродинамічні характеристики крила для покращення підйомної сили, маневреності та стійкості літака. Сучасні дослідження спрямовані на автоматизацію цих систем, що підвищує ефективність та безпеку польотів. [2].

Мета. Метою цього дослідження є аналіз принципів роботи механізації крила в системах керування літаком, визначення основних елементів та оцінка їх впливу на льотні характеристики.

Матеріали та методи. У дослідженні розглянуто основні типи механізації крила: закрилки, предкрилки, спойлери, інтерцептори та елерони. Аналіз базується на аеродинамічних дослідженнях та експериментальних даних, представлених у наукових публікаціях. Використано метод порівняльного аналізу ефективності різних систем механізації крила за аеродинамічними показниками. [1].

Закрилки та предкрилки: Ці елементи змінюють кривизну профілю крила, покращуючи його несучі властивості на малих швидкостях. Закрилки встановлюються на задній кромці крила, а предкрилки — на передній. Вони збільшують підйомну силу та зменшують критичний кут атаки, що сприяє безпечному зльоту та посадці.

Елерони: Розташовані на задніх кромках консолей крила, елерони забезпечують керування креном літака шляхом диференціального відхилення. Сучасні конструкції використовують аеродинамічно компенсовані елерони для зменшення навантаження на приводи управління.

Спойлери та інтерцептори: Спойлери використовуються для зменшення підйомної сили крила та збільшення опору, що важливо під час зниження швидкості при посадці. Інтерцептори виконують схожі функції, але можуть бути інтегровані в систему керування креном.[4]

Результати. Системи керування механізацією крила поділяються на три основні типи:[3]

Механічні: Забезпечують передачу керуючих впливів за допомогою тросів, важелів та штанг. Вони є простими, проте мають обмежену ефективність і значну масу.

Гідравлічні: Використовують рідину під тиском для передачі зусиль до кермових поверхонь, що дозволяє зменшити фізичне навантаження на пілота.

Електродистанційні: Керування здійснюється електричними сигналами через комп'ютерну систему, що підвищує точність і швидкість реакції, знижує масу конструкції та покращує безпеку польоту.

Висновки

Механізація крила є невід'ємною складовою систем керування літаком, забезпечуючи оптимальні характеристики польоту на різних етапах. Сучасні розробки спрямовані на підвищення ефективності цих систем шляхом використання автоматизованих і адаптивних технологій, що відкриває перспективи для подальшого розвитку авіації.

Список використаних джерел:

1. Механізація крила та хвостового оперення літака [Електронний ресурс] - Режим доступу: <https://dzudzylo.com/aviatsiya/mehanizatsiya-kryla-ta-hvostovogo-operennya-litaka.html>
2. Raymer, D.P. "Aircraft Design: A Conceptual Approach." AIAA, 2018.
3. McCormick, B.W. "Aerodynamics, Aeronautics, and Flight Mechanics." Wiley, 1995.
4. Передкрилки: роль у механізації крила та безпеці польотів [Електронний ресурс] - Режим доступу: <https://dzudzylo.com/aviatsiya/peredkrylky-rol-u-mekhanizatsii-kryla-ta-bezpetsi-polotiv.html>