Національний аерокосмічний університет «ХАІ»
Національний технічний університет «ХПІ»
Державне підприємство «Запорізьке машинобудівне КБ Прогрес» ім. академіка А.Г. Івченка
Акціонерне товариство «Мотор Січ»
Акціонерне товариство «ФЕД»

XXX

МІЖНАРОДНИЙ КОНГРЕС ДВИГУНОБУДІВНИКІВ

2-5 вересня 2025 р.

ТЕЗИ ДОПОВІДЕЙ

Харків «ХАІ» 2025

УДК 621.43+621.44+629.1 DOI: **https://doi.org/10.32620/IPEC.25**

XXX - міжнародний конгрес двигунобудівників:
Тези доповідей. – Харків: Нац. аерокосмічний ун-т «Харк. авіац. ін-т», 2025 – 65 с.

Представлено матеріали пленарних та секційних доповідей XXX Міжнародного конгресу двигунобудівників. Обговорено основні науково-технічні досягнення в галузі двигунобудування. Представлені роботи, які висвітлюють актуальні питання двигунобудування: робочі процеси, управління і діагностика, конструкція і міцність, технологія і виробництво, а також загальні тенденції розвитку двигунобудування, наукові дослідження вітчизняних і зарубіжних авторів.

Затверджено до друку вченою радою Національного аерокосмічного університету «Харківський авіаційний інститут», протокол 1 від 27.08.2025 р.

ПРЕЗИДІЯ:

Кравченко І. Ф.	генеральний директор АТ «Івченко-Прогрес», Генеральний конструктор, д-р техн. наук, чл.-корр. НАНУ,
Марченко А. П.	проректор НТУ «ХПІ», д-р техн. наук, професор
Єпіфанов С. В.	завідувач кафедри Національного аерокосмічного університету «ХАІ», д-р техн. наук, професор
Попов В. В.	голова правління АТ «ФЕД», д-р техн. наук
Балушок К. В.	головний інженер АТ «Мотор Січ», канд. техн. наук

ВЧЕНИЙ СЕКРЕТАР:

Білогуб О. В.	Національний аерокосмічний університет «ХАІ», д-р техн. наук, професор

ЧЛЕНИ ПРОГРАМНОГО КОМІТЕТУ:

Баранов О.О.	д-р техн. наук, проф.	«ХАІ», Україна
Білогуб О.В.	д-р техн. наук, проф.	«ХАІ», Україна
Білоусов Є.В.	д-р техн. наук, проф.	ХМА, Україна
Варбанець Р.А.	д-р техн. наук, проф.	ОНМУ, Україна
Грицюк О.В.	д-р техн. наук, проф.	ХНАДУ, Україна
Дмитрієв С.О.	д-р техн. наук, проф.	ДУ «КАІ», Україна
Єпіфанов С.В.	д-р техн. наук, проф.	«ХАІ», Україна
Клименко Л.П.	д-р техн. наук, проф	ЧНУ, Україна
Кулик М.С.	д-р техн. наук, проф.	ДУ «КАІ», Україна
Мацевитий Ю.М.	академік НАНУ	(ІЕМС НАН України)
Митрахович М.М.	д-р техн. наук, проф.	(НАУ, Україна)
Парсаданов І.В.	д-р техн. наук, проф.	(НТУ «ХПІ», Україна)
Пильов В.О.	д-р техн. наук, проф.	(НТУ «ХПІ», Україна)
Пржисова Р.	д-р техн. наук	(ITWL, Польща)
Радковскі С.	д-р техн. наук, проф.	(Політехніка, Польща)
Русанов А.В.	академік НАНУ	(ІЕМС НАН України)
Строков О.П.	д-р техн. наук, проф.	(ЧКУ, Україна)
Терещенко Ю.М.	д-р техн. наук, проф.	(ДУ «КАІ», Україна)
Тимошевський Б.Г.	д-р техн. наук, проф.	(НУК, Україна)
Тимошенко В.І.	чл-корр. НАНУ	(ІТМ НАН і НКА, Україна)
Ткач М.Р.	д-р техн. наук, проф.	(НУК, Україна)
Халатов А.А.	академік НАНУ	(ІТТФ НАН України)

Національний аерокосмічний університет
"Харківський авіаційний інститут", 2025 р.

ЗМІСТ

ТЕОРІЯ ТА РОБОЧІ ПРОЦЕСИ

І.І. Юдін

ВЕРИФІКАЦІЯ МОДЕЛІ КАМЕРИ ЗМІШУВАННЯ ЗА РЕЗУЛЬТАТАМИ ЕКСПЕРИМЕНТУ NASA 10

Ю.М. Терещенко, І.І. Юдін

ТЕМПЕРАТУРНА ЕФЕКТИВНІСТЬ ЗМІШУВАННЯ ПОТОКІВ В ЗАЛЕЖНОСТІ ВІД СТУПЕНЯ ДВОКОНТУРНОСТІ 10

М.В. Борисюк, Я.О. Рудкін

ОГЛЯД СТЕНДУ ДЛЯ ТЕСТУВАННЯ ОДИНОЧНИХ ГВИНТІВ МІНІ- І МІКРО БПЛА 11

К.І. Капітанчук, Д.О. Шклярук

ДОСЛІДЖЕННЯ ВПЛИВУ ПРИРОДНОГО ГАЗУ ТА ГАЗО-ВОДНЕВОЇ СУМІШІ НА ЕФЕКТИВНІСТЬ РОБОЧОГО КОЛЕСА НАГНІТАЧА 12

К.І. Капітанчук, С.А. Якимчук

ДОСЛІДЖЕННЯ ВПЛИВУ ГЕОМЕТРІЇ ЛОПАТОК НА ЕФЕКТИВНІСТЬ ВІДЦЕНТРОВОГО ВЕНТИЛЯТОРА 12

Р.В. Лапій, Ю.М. Терещенко

ВИБІР ТА ОБГРУНТУВАННЯ МОДЕЛІ ТУРБУЛЕНТНОСТІ ТА ПАРАМЕТРІВ РОЗРАХУНКОВОЇ СІТКИ ДЛЯ МОДЕЛЮВАННІ ТЕЧІЇ У КОМПРЕСОРІ З ДВОРЯДНИМИ ЛОПАТКАМИ 13

А.А. Балалаєв, К.В. Балалаєва, Г.Г. Голембієвський, А.О. Мельченко, В.Ю. Усенко

ЗАСТОСУВАННЯ МЕТОДУ ТОПОЛОГІЧНОЇ ОПТИМІЗАЦІЇ ДЛЯ КАПОТУ ПОВІТРЯНОГО ГВИНТА БЕЗПІЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ 14

Л.Г. Марковська, К.В. Балалаєва, А.В. Балалаєв

ТЯГОВА ХАРАКТЕРИСТИКА ПОВІТРЯНОГО ЩІЛИННОГО ГВИНТА БПЛА 14

Л.Г. Марковська

ОЦІНКА НОРМАЛЬНОЇ ХАРАКТЕРИСТИКИ ПОВІТРЯНОГО ЩІЛИННОГО ГВИНТА БПЛА 15

А.О. Хорохордін, М.М. Мітрахович

ОСНОВНІ РЕЗУЛЬТАТИ ДОСЛІДЖЕНЬ ГІПЕРЗВУКОВИХ ВХІДНИХ ПРИСТРОЇВ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ 16

Д.О. Плакущий

ОСНОВНІ РЕЗУЛЬТАТИ ДОСЛІДЖЕННЯ СИСТЕМИ ПІДЖИВЛЕННЯ РЕВЕРСУ ГВИНТОВЕНТИЛЯТОРА ТРДД З НАДВИСОКИМ СТУПЕНЕМ ДВОКОНТУРНОСТІ 16

А.А. Кошель

ОСНОВНІ РЕЗУЛЬТАТИ ДОСЛІДЖЕНЬ АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ГВИНТОВЕНТИЛЯТОРА 17

О.Є. Пушилін, В.В. Логінов

ОБҐРУНТУВАННЯ ХАРАКТЕРИСТИК ТУРБОГВИНТОВОГО ДВИГУНА У СКЛАДІ ГІБРИДНОЇ ТУРБОЕЛЕКТРИЧНОЇ СИЛОВОЇ УСТАНОВКИ ПАСАЖИРСЬКОГО ЛІТАКА 18

В.В. Отрощенко, М.О. Пікуль

ВПЛИВ ТЕМПЕРАТУРИ ПОВЕРХНІ ЛОПАТКИ НА КУТ ПОВОРОТУ ПОТОКУ 19

В.В. Коробко, О.О. Московко, А.П.Шевцов

ЧИСЕЛЬНЕ ДОСЛІДЖЕННЯ ТЕРМОКОНВЕКТИВНИХ ТЕЧІЙ ПІД ЧАС ЗАПУСКУ НИЗЬКОТЕМПЕРАТУРНИХ ТЕРМОАКУСТИЧНИХ ДВИГУНІВ 19

В.В. Кузнецов, О.К. Чередніченко, С.А. Кузнецова

ПОКРАЩЕННЯ МАСОГАБАРИТНИХ ПОКАЗНИКІВ ЕНЕРГЕТИЧНИХ УСТАНОВОК МОРСЬКИХ ГАЗОДОБУВНИХ ПЛАТФОРМ ВИКОРИСТАННЯМ ГАЗОТУРБІННИХ УСТАНОВОК З ТЕРМОХІМІЧНОЮ УТИЛІЗАЦІЄЮ ТЕПЛОТИ 20

Б.Г. Тимошевський, М.Р. Ткач, О.М. Попов

ПОКАЗНИКИ ГАЗОТУРБІННОЇ СУДНОВОЇ ЕНЕРГЕТИЧНОЇ УСТАНОВКИ СУДНА ДЛЯ ПЕРЕРОБКИ ПЛАСТИКОВИХ ВІДХОДІВ У ПАЛИВО 21

О.К. Копійка, В.В. Калінчак, О.С. Черненко, В.Г. Шевчук, М.О. Іванов

ВПЛИВ НАНОЧАСТИНОК AL2O3 НА ГОРІННЯ КРАПЕЛЬ ДИЗЕЛЬНОГО ПАЛИВА 22

М.О. Іванов, О.С. Черненко, К.В. Тимофієнко

ОСОБЛИВОСТІ ПУЛЬСАЦІЙНОГО ВИПАРОВУВАННЯ КРАПЕЛЬ ЕМУЛЬСІЙ ПРИ ДІЇ ЕЛЕКТРИЧНОГО РОЗРЯДУ 22

О.К. Копійка, В.В. Калінчак, М.О. Іванов, О.С. Черненко

ТЕМПЕРАТУРА ВИМУШЕНОГО ЗАЙМАННЯ РІДИН В АЗОТО- КИСНЕВИХ СУМІШАХ 24

С.Г. Орловська

ВИПАРОВУВАННЯ І ГОРІННЯ КРАПЕЛЬ ПАЛИВА НА ОСНОВІ ПАРАФІНІВ 25

І.І Петухов, А.В. Ковальов

CFD-АНАЛІЗ ВПЛИВУ ВІДБОРІВ ПОВІТРЯ НА ПОЛЕ ЙОГО ШВИДКОСТІ У КАМЕРІ ПІДШИПНИКА ГТД 26

О.Е. Хрулєв, В.В. Мунтян

МАТЕМАТИЧНЕ МОДЕЛЮВАННЯ ПАРАМЕТРІВ І ХАРАКТЕРИСТИК ПУЛЬСУЮЧИХ ПОВІТРЯНО-РЕАКТИВНИХ ДВИГУНІВ ЗА ДОПОМОГОЮ ПРОГРАМНОГО ОНЛАЙН-СЕРВІСУ 27

R.Yu. Tsukanov, S.V. Yepifanov

THRUST AUGMENTING EJECTOR NOZZLES FOR MICRO-TURBOJETS 27

А.М. Карпенко

ОГЛЯД МЕТОДІВ CFD АНАЛІЗУ ТЕМПЕРАТУРНОЇ СЕПАРАЦІЇ ПОТОКУ У ВИХРОВІЙ ТРУБІ РАНКА-ГІЛЬША 29

D. Dolmatov

IMPACT OF STATIONARY AND TRANSIENT FACTORS ON THE FORMATION OF NOX IN STIMULATED FLAMES 29

D. Dolmatov

NUMERICAL AND NATURAL STUDIES OF HIGH TEMPERATURE PRIMARY ZONE MICROSTRUCTURE 30

С.Ю. Свєженцев

CFD-МОДЕЛЮВАННЯ ПОТОКУ ПОВІТРЯ В ЗАЗОРІ МІЖ ЦИЛІНДРАМИ 30

ПОРШНЕВІ ДВИГУНИ ВНУТРІШНЬОГО ЗГОРЯННЯ

O.M. Kondratenko, V.Yu. Koloskov, H.M. Koloskova, O.P. Strokov, O.O. Lytvynenko, D.Yu. Miroshnychenko

CONSIDERATION THERMAL ENERGY AND MOTOR FUEL VAPOR EMISSIONS IN CRITERIA-BASED ASSESSMENT OF THE ECOLOGICAL SAFETY OF EXPLOITATION OF RECIPROCATING ICE OF FIRE-FIGHTING AND EMERGENCY-RESCUE EQUIPMENT IN CONDITIONS OF ARMED AGGRESSION 31

В.І. Заложж

МЕТОДИ ДІАГНОСТУВАННЯ СУДНОВИХ ДИЗЕЛІВ ЗА ПАРАМЕТРАМИ РОБОЧОГО ПРОЦЕСУ В РЕАЛЬНОМУ ЧАСІ 31

Д.К. Ободець, С.С. Кравченко

УДОСКОНАЛЕННЯ ЕФЕКТИВНИХ ТА ЕКСПЛУАТАЦІЙНИХ ПОКАЗНИКІВ ДВОТАКТНОГО ДВИГУНА БПЛА 32

А.Г. Лал, С.С. Кравченко

ДВИГУН БПЛА ІЗ ПЕРСПЕКТИВНИМИ ПОКАЗНИКАМИ ПИТОМОЇ ПОТУЖНОСТІ 33

С.Ж. Боду, А.В. Новошицький, О.П. Шумілов, В.А. Поліщук

ВПЛИВ ТЕХНОЛОГІЧНОЇ СПАДКОВОСТІ
НА ЕКСПЛУАТАЦІЙНУ НАДІЙНІСТЬ ЕЛЕМЕНТІВ ПАЛИВНОЇ СИСТЕМИ 34

Л.П. Клименко, О.Ф. Прищепов, О.В. Щесюк, В.І. Андрєєв

МОДЕРНІЗАЦІЯ МОБІЛЬНИХ ДІЗЕЛЬНИХ ГЕНЕРАТОРНИХ УСТАНОВОК 34

Б.Г. Тимошевський, М.Р. Ткач, О.М. Попов

ПОКАЗНИКИ ДВЗ ПРИ РОБОТІ НА АЛЬТЕРНАТИВНОМУ ПАЛИВІ
З ПОЛІМЕРНИХ ВІДХОДІВ 35

М.Р. Ткач, Ю.М. Галинкін, Ю.Г. Золотий,
А.А. Монахов, В.В. Нестеренко, А.С. Познанський

ДИНАМІЧНА МІЦНІСТЬ ТРУБЧАТОЇ ДЕТАЛІ З ОТВОРАМИ 36

Р.А. Варбанець

РЕЙСОВІ ВИПРОБУВАННЯ НОВОЇ СИСТЕМИ
ДІАГОСТУВАННЯ СУДНОВИХ ДИЗЕЛІВ DEPAS 5.0W 37

КОНСТРУКЦІЯ ТА МІЦНІСТЬ

С.Р. Ігнатович, І.І. Джавадова

НАПРАЦЮВАННЯ ПАНЕЛЬНИХ КОНСТРУКЦІЙ ОБШИВКИ ЛІТАКА
ПРИ НАЯВНОСТІ ВТОМНИХ ТРІЩИН 39

І.І. Джавадова

ОБЧИСЛЕННЯ ДЕФОРМАЦІЙ У ДОВІЛЬНОМУ НАПРЯМКУ
ЗА ДАНИМИ ТРЬОХ ДОВІЛЬНО РОЗТАШОВАНИХ ТЕНЗОРЕЗИСТОРІВ 39

С.Р. Ігнатович, О.І. Семенець, І.І. Джавадова

ВПЛИВ МОДУЛЯ ЮНГА ТА КОЕФІЦІЄНТА ПУАССОНА
НА КОМПОНЕНТИ НАПРУЖЕНО-ДЕФОРМОВАНОГО СТАНУ ПЛАСТИНИ 40

В.І. Пасько, С.С. Юцкевич

ЗАСТОСУВАННЯ БЕЗСІТКОВИХ МЕТОДІВ
В АНАЛІЗІ ЖОРСТКОСТІ КРИЛА ДЛЯ ПІДТРИМКИ
АВТОМАТИЗАЦІЇ ПРОЕКТУВАННЯ БПЛА 41

М.О. Пікуль, К.В. Балалаєва, А.В. Балалаєв, А.О. Мельченко

ЗАСТОСУВАННЯ МЕТОДУ ТОПОЛОГІЧНОЇ ОПТИМІЗАЦІЇ
ДЛЯ МІНІМІЗАЦІЇ МАСОВИХ ХАРАКТЕРИСТИК
ЛОПАТОК ОСЬОВОГО КОМПРЕСОРА 42

Д.В. Боровик, Ю.І. Євдокименко, Г.О. Фролов,
О.Д. Колотило, О.М. Потапов, Н.І. Суєтова

РОЗРАХУНКОВО-ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНИЙ МЕТОД ВИЗНАЧЕННЯ
ТЕПЛОПРОВІДНОСТІ ТЕПЛОІЗОЛЯЦІЙНИХ МАТЕРІАЛІВ
ПРИ ВИСОКИХ ТЕМПЕРАТУРАХ 42

O.D. Nikolayev, I.D. Bashliy

DEVELOPMENT AND TESTING OF COMBUSTION CHAMBER DYNAMIC INSTABILITY REGIMES FOR POWER PLANTS WITH LUNAR REGOLITH AS PROPELLANTS 43

В.В. Кузнецов

ВДОСКОНАЛЕННЯ КРИТЕРІЮ ОЦІНКИ ЕФЕКТИВНОСТІ ПРОЦЕСІВ ТЕПЛОПЕРЕДАЧІ В УТИЛІЗАЦІЙНИХ КОТЛАХ ДИЗЕЛЬНИХ ЕНЕРГЕТИЧНИХ УСТАНОВОК 44

М.Р. Ткач, Ю.М. Галинкін, Ю.Г. Золотий, І.Ю. Жук, А.А. Шинкаренко, О.А. Костріков

ОЦІНКА ВПЛИВУ ГЕОМЕТРІЇ ВНУТРІШНЬОЇ СТРУКТУРИ НА ВІБРАЦІЙНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ PLA-БАЛОК З СІТЧАСТИМ ЗАПОВНЕННЯМ ВИГОТОВЛЕНИХ МЕТОДОМ FFF 44

Т.П. Михайленко, О.В. Горідько, І.І. Петухов

ВПЛИВ ПОВІТРЯ НА ЕФЕКТИВНІСТЬ І НАДІЙНІСТЬ МАСЛОСИСТЕМИ АВІАЦІЙНОГО ГАЗОТУРБІННОГО ДВИГУНА 45

І.І. Петухов, О.Ю. Лисиця, Т.П. Михайленко, А.В. Ковальов

ОСОБЛИВОСТІ МОДЕЛЮВАННЯ ПРОЦЕСУ ЗАХОЛОДЖУВАННЯ КРІОГЕННИХ СИСТЕМ 46

S. Filipkovskij, E. Polyakov

FINITE ELEMENT MODEL OF WING CONSOLE WITH ENGINE FOR INVESTIGATING OSCILLATION STABILITY 47

Б.А. Овчаров

ІНТЕГРОВАНЕ ПРОЄКТУВАННЯ ФЕРМЕНОЇ КОМПОЗИТНОЇ ХВОСТОВОЇ БАЛКИ ФЮЗЕЛЯЖА ВЕРТОЛЬОТУ 47

О.В. Третяк, С.С. Кравченко, П.Г. Гакал, Б.К. Шестак, С.А. Сергієнко, В.В. Назаренко

АНАЛІЗ НАПРУЖЕНО-ДЕФОРМОВАНОГО СТАНУ БАНДАЖНОГО ВУЗЛА ДЛЯ ОЦІНКИ МОЖЛИВОСТІ ПІДВИЩЕННЯ ПОТУЖНОСТІ ТУРБОГЕНЕРАТОРА 48

С.С. Кригін, Ю.О. Гусєв, Ю.І. Торба

МАТЕМАТИЧНА МОДЕЛЬ ПЕРЕДАЧІ ТЕМПЕРАТУРИ ТА СТАТИЧНИХ ДЕФОРМАЦІЙ У ТЕНЗОМЕТРИЧНОМУ ПРИСТРОЇ 49

С.Ю. Бойко, Є.О. Мамай, І.Л. Гліксон

ДО ПИТАННЯ ВИЗНАЧЕННЯ ПЕРІОДИЧНОСТІ ІНСПЕКЦІЙ ВАЛА ГВИНТА ТУРБОГВИНТОВОГО ДВИГУНА МС-14 50

С.В. Єпіфанов, Є.В. Марценюк

ОБҐРУНТУВАННЯ СКЛАДУ ВИМІРЮВАЛЬНОЇ СИСТЕМИ АВІАЦІЙНОГО ДВИГУНА ДЛЯ МОНІТОРИНГУ РЕСУРСУ 50

АВТОМАТИЧНЕ КЕРУВАННЯ І ДІАГНОСТИКА

О.С. Чернявський, С.А. Шевченко, С.І. Долгополов

МАТЕМАТИЧНЕ МОДЕЛЮВАННЯ ДИНАМІЧНИХ ПРОЦЕСІВ У СИСТЕМІ ЖИВЛЕННЯ ЗМІННОЇ СТРУКТУРИ ІЗ ЗВОРОТНИМИ КЛАПАНАМИ У СКЛАДІ РІДИННОГО РАКЕТНОГО ДВИГУНА 52

В.В. Нерубаський, Т.С. Козарик

ВИКОРИСТАННЯ LDRA TOOL SUITE ПРИ СЕРТИФІКАЦІЇ ПРОГРАМНОГО ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ АВІАЦІЙНИХ СИСТЕМ 52

А.В. Дунай

ПОБУДОВА СТРУКТУРИ ДІАГНОСТИЧНОЇ МОДЕЛІ ГАЗОТУРБІННОГО ДВИГУНА ТВ3-117В ДЛЯ ПІСЛЯПОЛЬОТНОГО АНАЛІЗУ 53

С.Р. Вялов

ІМІТАЦІЙНЕ МОДЕЛЮВАННЯ НЕБЕЗПЕЧНИХ РЕЖИМІВ ЗАПУСКУ ТА ЗУПИНКИ ГТД З МЕТОЮ ПЕРЕВІРКИ ЗАХИСНИХ ФУНКЦІЙ РЕГУЛЯТОРА 54

В.Ф. Миргород, І.М. Гвоздева

ВИЗНАЧЕННЯ ТРЕНДОВОЇ СКЛАДОВОЇ ЧАСОВОГО РЯДУ ПРИ ТЕХНІЧНІЙ ЕКСПЛУАТАЦІЇ СКЛАДНИХ ЕНЕРГЕТИЧНИХ ОБ'ЄКТІВ..... 55

В.Ф. Миргород, І.М. Гвоздева

ОЦІНКА ПАРАМЕТРІВ ПЕРІОДИЧНОЇ СКЛАДОВОЇ ЧАСОВОГО РЯДУ ДАНИХ СТЕНДОВИХ ВИПРОБУВАНЬ ТА ТЕХНІЧНОЇ ЕКСПЛУАТАЦІЇ СКЛАДНИХ ЕНЕРГЕТИЧНИХ ОБЄКТІВ 55

С.І. Суховій, С.Л. Лакоза, Д.М. Мацюк

АНАЛІЗ НАПРЯМКІВ ВДОСКОНАЛЕННЯ АЛГОРИТМІВ КЕРУВАННЯ ГАЗОТУРБІННИХ ДВИГУНІВ 56

Д.М. Мацюк, С.Л. Лакоза, С.І. Суховій

МОДЕЛЬНО-ОРІЄНТОВАНЕ ПРОЄКТУВАННЯ ПРОГРАМНОГО ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ БЛОКУ КЕРУВАННЯ З ПОВНОЮ ВІДПОВІДАЛЬНІСТЮ ДЛЯ ГАЗОТУРБІННОГО ДВИГУНА 57

О.В. Бондаренко, С.В. Єпіфанов

АНАЛІЗ ТОЧНОСТІ ІДЕНТИФІКАЦІЇ ДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ГТД ІЗ УРАХУВАННЯМ ПОХИБОК ВИХІДНИХ ДАНИХ 57

ТЕХНОЛОГІЯ

С.В. Аджамський, Г.А. Кононенко, Р.В. Подольський, С.І. Бадюк

ДОСЛІДЖЕННЯ ПАРАМЕТРІВ СЕЛЕКТИВНОГО ЛАЗЕРНОГО ПЛАВЛЕННЯ INCONEL 718: СТРУКТУРА, ДЕФЕКТИ ТА ШЛЯХИ ЇХ УНИКНЕННЯ 59

А.В. Новошицький, С.Ж. Боду, Д.В. Фабріциєв,
О.П. Шумілов, О.Л. Ніколаєв

ІНЖЕНЕРНА МЕТОДИКА РОЗРАХУНКУ ПАРАМЕТРІВ
ТЕХНОЛОГІЇ ПРОФІЛЮВАННЯ З ПОЗДОВЖНІМ РОЗТЯГОМ
ТОНКОСТІННИХ ДЕТАЛЕЙ ТЕПЛООБМІННИХ АПАРАТІВ..... 59

А.В. Новошицький, С.Ж. Боду, Д.В. Фабріциєв,
О.П. Шумілов, О.Л. Ніколаєв

ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНЕ УСТАТКУВАННЯ ТА ТЕХНОЛОГІЯ
ДЛЯ ВИГОТОВЛЕННЯ ТЕПЛОПЕРЕДАЮЧИХ ЕЛЕМЕНТІВ
ЗІ СФЕРИЧНИМИ ВИСТУПАМИ ДЛЯ ТЕПЛООБМІННИХ АПАРАТІВ 60

Н.В. Савченко, О.В. Шорінов, Д.О. Білан

ШЛЯХИ ПІДВИЩЕННЯ ЕКСПЛУАТАЦІЙНИХ ХАРАКТЕРИСТИК
ГАЗОДИНАМІЧНИХ ПОКРИТТІВ 61

О. В. Шорінов, Н. В. Савченко, О. В. Шипуль, Р. С. Іпатов

НОВИЙ ПІДХІД ДО ПРОЄКТУВАННЯ СОПЕЛ
ДЛЯ ХОЛОДНОГО ГАЗОДИНАМІЧНОГО НАПИЛЮВАННЯ 61

К.Б. Балушок, Ю.А. Марченко, О.Г. Селіверстов

ПОРІВНЯЛЬНА ОЦІНКА СТРУКТУРИ ТА ВЛАСТИВОСТЕЙ
ТИТАНОВОГО СПЛАВУ ВТ 20, ОТРИМАНОГО МЕТОДАМИ ЛИТТЯ,
КУВАННЯ ТА АДИТИВНОГО ВИРОЩУВАННЯ 62

П.В. Нечипоренко.

СТВОРЕННЯ АЛГОРИТМУ ФОРМУВАННЯ ДОВІЛЬНОГО ПРОФІЛЮ
ДЕТАЛІ МЕТОДОМ ОБКАТКИ 63

S. Makovskyi, S. Sokolov, K. Obnosov,
V. Greshta, V. Shalomeyev

THE STRUCTURE AND MECHANICAL PROPERTIES
OF MG-AL-ZN-MN CAST MAGNESIUM ALLOY INOCULATED
WITH SINGLE WALL CARBON NANOTUBES 63

ТЕОРІЯ ТА РОБОЧІ ПРОЦЕСИ

УДК 621.43

І.І. Юдін

ВЕРИФІКАЦІЯ МОДЕЛІ КАМЕРИ ЗМІШУВАННЯ ЗА РЕЗУЛЬТАТАМИ ЕКСПЕРИМЕНТУ NASA

Об'єктом дослідження є камера змішування турбореактивного двигуна. Предметом дослідження термогазодинамічні процеси в камері змішування турбореактивного двигуна перед турбіной турбовентиляторної приставки.

У сучасному авіадвигунобудуванні спостерігається тенденція до ускладнення конструкцій з метою підвищення ефективності й зменшення питомої витрати пального. Одним із напрямів такої еволюції є створення триконтурних авіаційних двигунів із турбовентиляторними приставками. Серед них поширені варіанти, конструктивно засновані на одноконтурних газогенераторах, що були модернізовані відповідно до вимог триконтурної схеми. Такий підхід дозволяє адаптувати перевірені технічні рішення та скоротити витрати на розробку нових силових установок, зберігаючи при цьому високі показники тяги, надійності й паливної економічності.

Один із суттєвих недоліків таких двигунів полягає в значній температурній нерівномірності потоку, що проходить через канал приставки. Внутрішня частина турбінного колеса, яка обтікається сумішю газів з першого і другого контірів температурою 400-600 К, розташована після турбіни газогенератора, тоді як зовнішня частина приставки, що функціонує як вентилятор третього контуру, обтікається потоком атмосферного повітря. Це призводить до значних температурних навантажень на лопатки робочого колеса. Відмінність у робочому процесі трикотнутрного турбореактивного двигуна (ТРТД) порівняно з ТРДД полягає в тому, що в ТРТД енергія газового потоку, який утворюється в результаті змішування потоків першого і другого контурів, використовується для обертання турбовентиляторної приставки. У камері змішування відбувається передача енергії між газом, що виводиться з турбіни газогенератора, і повітрям другого контуру, після чого змішаний газ подається до турбіни приставки і виводиться з двигуна через сопло внутрішнього контуру

Ціллю дослідження є розрахунок камери змішування та порівняння отриманих даних з експериментом NASA для аналізу температурного розподілу у камері змішування. Для досягнення цієї мети було вирішено наступні задачі: провести розрахунки камери змішування, здійснити порівняння різних моделей турбулентності з експериментальними даними NASA та вибрати оптимальну модель для подальших досліджень.. Для дослідження течії у камері змішування обрано метод чисельного експерименту.

В результаті було отримано порівняння чисельних розрахунків з експериментальними даними, що дозволило вибрати найбільш відповідну модель турбулентності для цього типу задач. Практичне значення полягає в тому, що вибрана модель і сітка можуть бути використані для подальших експериментів і розрахунків у камерах змішування форсажних турбореактивних та триконтурних турбореактивних двигунів.

УДК 621.43

Ю.М. Терещенко, І.І. Юдін

ТЕМПЕРАТУРНА ЕФЕКТИВНІСТЬ ЗМІШУВАННЯ ПОТОКІВ В ЗАЛЕЖНОСТІ ВІД СТУПЕНЯ ДВОКОНТУРНОСТІ

Об'єктом дослідження є камера змішування турбореактивного двигуна з турбовентиляторною приставкою. Предметом дослідження є вплив ступеня двоконтурності на формування температурного поля в камері змішування перед турбіною турбовентиляторної приставки.

У роботі досліджується вплив ступеня двоконтурності на температурне поле в камері змішування турбореактивного двигуна з турбовентиляторною приставкою. Триконтурна архітектура авіаційних двигунів дозволяє покращити тягоекономічні характеристики за рахунок поєднання потужного газогенератора з турбовентиляторною приставкою. Важливим етапом у роботі такого двигуна є процес змішування гарячого потоку після турбіни газогенератора з холодним повітрям другого контуру, який проходить після вентилятора. Саме в камері змішування формується змішаний потік, що надходить до турбіни турбовентиляторної приставки, і його температурна однорідність є критичною для забезпечення надійної роботи лопаток.

Нерівномірність температурного поля перед турбіною призводить до появи значних теплових градієнтів у бічному (вертикальному) напрямку по довжині лопатки турбовентилятора. Високі градієнти температури викликають додаткові термічні напруження в матеріалі лопаток і знижують їхню міцність. Розрахунки показують, що застосування камери змішування дозволяє суттєво знизити температуру газу на вході до турбінного контуру турбовентилятора.

Ціллю дослідження є визначення оптимального ступеня двоконтурності для різних температурних режимів, за якого досягається найкраще вирівнювання температурного поля в камері змішування. Для досягнення цієї мети було змішування обрано метод чисельного експерименту та вирішено наступні задачі: проведено серію чисельних експериментів у середовищі ANSYS Fluent із використанням RSM-моделі турбулентності. Температурні параметри на вході в обидва контури змінювались за сталого повного тиску, що дозволило проаналізувати вплив термічних умов на ефективність змішування та встановити залежність оптимального ступеня двоконтурності темпреатури на вході.

В результаті отримано залежність температури змішування від оптимального ступеню двуконтурності. **Практична цінність** дослідження полягає в можливості оптимізації конструкції змішувача ТРДД шляхом вибору оптимального ступеня двоконтурності (m) та мінімізації температурної нерівномірності, що забезпечує зниження теплових навантажень, підвищення паливної ефективності, збільшення ККД та довговічності двигуна при дотриманні екологічних норм.

УДК 629.7.035.5:629.7.014-519

М.В. Борисюк, Я.О. Рудкін

ОГЛЯД СТЕНДУ ДЛЯ ТЕСТУВАННЯ ОДИНОЧНИХ ГВИНТІВ МІНІ- І МІКРО БПЛА

У зв’язку зі збільшенням використання малогабаритних безпілотних літальних апаратів (БПЛА) у цивільних, наукових та оборонних сферах існує необхідність точного визначення аеродинамічних та енергетичних характеристик повітряних гвинтів, оскільки саме характеристики повітряних гвинтів істотно впливають на ефективність польоту, стабільність керування та тривалість автономної роботи.

Для визначання характеристик гвинтів БПЛА представлено розробку стенду для експериментального тестування одиночних повітряних гвинтів, призначених для міні- та мікро- безпілотних літальних апаратів. Метою дослідження було створення компактного експериментального стенда, з доступними компонентами, з можливістю фіксувати основні параметри — тягу, струм, напругу, забезпечуючи достатню точність та відтворюваність результатів.

Стенд створено з використанням полімерного каркасу на основі 3D-друкування, що забезпечує легкість і жорсткість конструкції. В якості двигуна використано безколекторний електромотор, а вимірювання параметрів реалізовано за допомогою тензодатчика, шунта струму, а також датчика напруги. Дані зчитуються мікроконтролером та відображаються в реальному часі, що дозволяє полегшити аналіз та калібрування. Проведено серію експериментів з повітряними гвинтами трьох діаметрів (7, 8 і 10 дюймів). Під час проведення експериментів було зафіксовано залежності тяги та струму від числа обертів. Цей результат буде корисним для вибору повітряного гвинта в задачах проектування міні-БПЛА. Повторюваність результатів за

основними параметрами становила не більше 5%, що свідчить про надійність вимірювальної системи. Можна зробити висновок порівнюючи з аналогічними розробками, що запропонована конструкція поєднує найбільш важливі риси: простоту, доступність, модульність та достатню точність. Таким чином, стенд може бути ефективно використаний у дослідницьких лабораторіях, в освітньому процесі, а також у процесі проектування та налагодження міні- та мікро- БПЛА. У подальшому створений стенд передбачає збільшення вимірюваних параметрів, а саме встановлення датчиків обертів, температури та вібрацій, а також створення системи з регульованим кутом атаки лопатей для дослідження гвинтів зі змінним кроком.

УДК 621.6.02:621.692(076-5)

К.І. Капітанчук, Д.О. Шклярук

ДОСЛІДЖЕННЯ ВПЛИВУ ПРИРОДНОГО ГАЗУ ТА ГАЗО-ВОДНЕВОЇ СУМІШІ НА ЕФЕКТИВНІСТЬ РОБОЧОГО КОЛЕСА НАГНІТАЧА

Предметом дослідження є робоче колесо відцентрового нагнітача газоперекачувального агрегату магістрального газопроводу в умовах транспортування природного газу та його сумішей з воднем. Метою роботи є визначення впливу додавання водню до природного газу на газодинамічні параметри та ефективність роботи нагнітача, а також оцінка граничних можливостей існуючого обладнання. Завдання: дослідити зміну основних фізико-хімічних властивостей газу при додаванні водню; виконати математичні розрахунки режимів роботи нагнітача для сумішей з 0%, 5%, 10%, 15% і 20% H_2 ; провести CFD-аналіз (Computational Fluid Dynamics) течії в робочому колесі нагнітача в ANSYS CFX для різних концентрацій водню; порівняти результати та визначити вплив складу газу на параметри нагнітача (тиск, температуру, швидкість, ККД тощо). Методи розв'язання задач: розрахунково-аналітичний (Mathcad) та чисельно-експериментальний (CFD-моделювання в ANSYS CFX). Отримано результати: зі збільшенням об'ємної частки водню у суміші густина газу помітно зменшується, що призводить до зниження тиску, температури та коефіцієнта корисної дії нагнітача. Зростання вмісту H_2 супроводжується зсувом робочої точки нагнітача в бік підвищеної витрати і наближення до зони помпажу (межа стійкої роботи звужується майже на 30% при 20% H_2). Висновки. Виявлено, що додавання водню до природного газу суттєво впливає на характеристики роботи відцентрового нагнітача: зменшує густину робочого тіла, знижує ефективність роботи та обмежує зону стійкої експлуатації. Для забезпечення стабільної роботи при транспортуванні газо-водневої суміші необхідна адаптація режиму роботи нагнітача – зокрема, збільшення подачі або підвищення швидкості обертання. Отримані результати дозволяють оцінити граничні можливості існуючого обладнання та розробити рекомендації щодо його модернізації для ефективного транспортування газо-водневих сумішей.

УДК 621.181.7

К.І. Капітанчук, С.А. Якимчук

ДОСЛІДЖЕННЯ ВПЛИВУ ГЕОМЕТРІЇ ЛОПАТОК НА ЕФЕКТИВНІСТЬ ВІДЦЕНТРОВОГО ВЕНТИЛЯТОРА

Ефективність роботи вентиляційних установок є важливою характеристикою при проектуванні енергетичних машин, промислових установок та систем кондиціонування повітря. Доволі актуальним є вдосконалення відцентрових вентиляторів із загнутими назад лопатками, які демонструють високі аеродинамічні показники та ефективність завдяки своїм конструктивним особливостям. Параметри вентилятора, такі як форма та конфігурація робочого колеса, значно впливає на втрати повного тиску та стабільність характеристик потоку. Основними перевагами відцентрового вентиляційного обладнання є висока продуктивність, відсутність ма-

стила у стисненому повітрі, безпечність використання, невисокі експлуатаційні витрати, довговічність, низький рівень шуму, компактність конструкції, а також здатність працювати у режимі тривалої безперервної роботи

У даній роботі досліджується вплив робочих коліс відкритого та закритого типу на аеродинамічні характеристики відцентрового вентилятора зі загнутими назад лопатками. Для цього проведено чисельне моделювання у середовищі Ansys CFX, що дало змогу оцінити розподіл швидкості, тиску та напрямку потоку повітря в зоні робочого колеса та на виході вентилятора. Геометрія лопаток створювалась у модулі BladeGen.

Особливістю дослідження є оцінка ефективності двох типів робочих коліс при однакових граничних умовах. Визначено, що закрите робоче колесо забезпечує вищу продуктивність і стабільність параметрів, особливо при високих рівнях навантаження. Це пов'язано з більш ефективним керуванням повітряним потоком, зменшенням завихрень і зниженням втрат через витік повітря.

Розроблений підхід до чисельного аналізу допомагає сформувати загальні рекомендації щодо вибору типу робочого колеса залежно від умов експлуатації вентиляційної системи. Застосування CFD-моделювання з геометричною оптимізацією забезпечує вищу точність розрахунків та ефективність конструкцій.

Отже, результати моделювання можуть бути використані для створення енергоефективних вентиляторів, які характеризуються високою продуктивністю та стабільністю потоку. Дане дослідження показує необхідність подальшого вивчення та удосконалення відцентрових вентиляторів з підвищеними вимогами ефективності.

УДК 629.7.03(043.2)

Р.В. Лапій, Ю.М. Терещенко

ВИБІР ТА ОБГРУНТУВАННЯ МОДЕЛІ ТУРБУЛЕНТНОСТІ ТА ПАРАМЕТРІВ РОЗРАХУНКОВОЇ СІТКИ ДЛЯ МОДЕЛЮВАННІ ТЕЧІЇ У КОМПРЕСОРІ З ДВОРЯДНИМИ ЛОПАТКАМИ

Предметом дослідження є обґрунтування моделі турбулентності та топології розрахункової сітки при моделюванні течії у дворядній компресорній решітці. **Об'єктом дослідження** є дворядна компресорна решітка. **Метою роботи** є верифікація та валідація моделі турбулентності і топології розрахункової сітки при моделюванні обтікання дворядної компресорної решітки.

Для досягнення поставленої мети вирішено наступні **задачі**: побудовано тривимірну модель робочого середовища для моделювання обтікання дворядних компресорних лопаток; проведено моделювання обтікання дворядних компресорних лопаток для чотирьох моделей турбулентної в'язкості SST, SST Gamma-Theta, LRR, k-ω; проведено моделювання обтікання дворядних компресорних лопаток для трьох топологій розрахункової сітки; проведено оцінку отриманих результатів, шляхом порівняння результатів числового та фізичного експерименту. Для проведення числового експерименту моделювання течії побудовано 3D модель стенду, на якому розміщено 5 лопаток першого ряду та 13 лопаток другого ряду. Для побудови розрахункової сітки навколо гладких аеродинамічних профілей побудувано структуровану сітку із застосуванням, так званих, O-grid блоків. Для проведення досліджень побудовано три варіанти розрахункової сітки, розрахункова сітка 1 - 138340, сітка 2 - 224546 та сітка 3 - 270633 елементів. В роботі протестовано 4 моделі турбулентності - SST, SST Gamma-Theta, LRR, k-ω.

Результати: Отримані результати розрахунків дозволяють стверджувати, що Ansys CFX моделює з достатньою точністю газодинамічні процеси, що протікають в компресорі з дворядними лопатками. Також, модель турбулентності SST дає найбільшу збіжність результатів моделювання з результатами розрахунків, сітка №3, що відповідає 50 розрахунковим коміркам вздовж хорди лопатки, дає найбільшу збіжність при визначенні втрат тиску в решітці. Отже, для подальших досліджень обирається модель турбулентності SST та розмірність сітки

з неменше 50 розрахунковими комірками вздовж хорди.

Наукова новизна та практична значимість проведених досліджень полягає в тому, що отримані дані щодо верифікації та валідації моделі турбулентності і топології розрахункової сітки при моделюванні обтікання дворядної компресорної решітки.

УДК 621.45.032.3

А.А. Балалаєв, К.В. Балалаєва, Г.Г. Голембієвський, А.О. Мельченко, В.Ю. Усенко

ЗАСТОСУВАННЯ МЕТОДУ ТОПОЛОГІЧНОЇ ОПТИМІЗАЦІЇ ДЛЯ КАПОТУ ПОВІТРЯНОГО ГВИНТА БЕЗПІЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ

В даний час через можливість віртуального тестування конструкції проектованих об'єктів авіаційного призначення повинні бути оптимізовані методами CAD/CAM/CAE, потім на заключному етапі зразок повинен бути експериментально перевірений і вироблений. Предмет дослідження – мінімізація маси капоту за капотованого повітряного гвинта БПЛА. Об'єкт дослідження - дволопатевий закапотований гвинт квадрокоптера. Периферійний діаметр повітряно-го гвинта – 128 мм, товщина капоту – 2 мм. Гвинт обертається разом з капотом.

Метою роботи є аналіз конструкції закапотованого гвинта БПЛА щодо зменшення маси шляхом застосування методів топологічної оптимізації. Для досягнення поставленої мети виконано наступні задачі: проведено розрахунок напружено-деформованого стану закапотованого гвинта БПЛА в умовах статичної міцності; проведено топологічну оптимізацію капоту повітряного гвинта БПЛА; побудовано модель закапотованого гвинта з урахуванням топологічної оптимізації. Під час дослідження використані методи числового експерименту та метод топологічної оптимізації. Розрахунки проводились в програмному середовищі Ansys Workbench, для обраної задачі використовувались модулі Geometry, Static Structural, Structural Optimization.

Представлені результати щодо аналізу конструкції закапотованого повітряного гвинта БПЛА з метою зменшення маси шляхом застосування методів топологічної оптимізації. На основі результатів розрахунку напружено-деформованого стану закапотованого гвинта БПЛА в умовах статичної міцності проведено топологічну оптимізацію капоту. Результати топологічної оптимізації дозволили полегшити конструкцію капоту завдяки додаванню отворів у вигляді овальних – круглих вікон в нижній частині капоту та змінити форму верхньої кромки капоту – зробити її хвилеподібною. На основі результатів топологічної оптимізації побудовано оновлену модель закапотованого повітряного гвинта БПЛА. Закапотований повітряний гвинт має вагу менше на 20,23 % та має необхідний запас міцності. Наступними дослідженнями є оцінка аеродинамічних характеристик за капотованого повітряного гвинта з оновленою формою капоту.

Наукова новизна та практична значимість роботи: отримано нові дані щодо аналізу полегшення конструкції закапотованого гвинта БПЛА шляхом застосування топологічної оптимізації. Отримані результати можуть бути використані при розробці перспективних повітряних гвинтів БПЛА.

УДК 621.45.032.3

Л.Г. Марковська, К.В. Балалаєва, А.В. Балалаєв

ТЯГОВА ХАРАКТЕРИСТИКА ПОВІТРЯНОГО ЩІЛИННОГО ГВИНТА БПЛА

Дослідження та розробка методів вдосконалення конструкцій лопатей повітряних гвинтів безпілотного літального апарату (БПЛА) є актуальним завданням, яке спрямоване на підвищення ефективності БПЛА. Предметом дослідження виступають тягові характеристики щілинних повітряних гвинтів безпілотного літального апарату. Об'єкт дослідження - щілинний повітряний гвинт безпілотного літального апарату.

Метою дослідження є підвищення сили тяги повітряного гвинта БПЛА шляхом застосування спеціальних щілин на поверхні лопатей. Для досягнення поставленої мети вирішені наступні задачі: розробка моделей повітряних гвинтів зі спеціальними щілинами; проведення числового моделювання обтікання повітряних гвинтів зі спеціальними щілинами в діапазоні частот обертання від 3990 до 6705 об/хв. на режимі роботи на землі; аналіз тягових характеристик досліджуваних повітряних гвинтів в заданому діапазоні частоти обертання на режимі роботи на землі.

Дослідження проводилось для повітряних гвинтів із спеціальними щілинами, ширина яких становила 2 мм та довжина 30% лопаті. Розроблено 8 моделей щілинних гвинтів. Для розрахунку тяги досліджуваних повітряних гвинтів використано числовий експеримент.

Наявність щілини на лопаті повітряного гвинта впливає на генерацію сили тяги. Також, можна відзначити, що впливає не тільки наявність щілини, але і її місце розташування. При наявності щілини на лопатях гвинта в середній частині лопаті при всіх варіантах розташування спостерігається ефект покращення тягової ефективності, але не у всьому діапазоні розглянутих частот обертання гвинта. Представлені результати проведеного дослідження тягової ефективності повітряних щілинних гвинтів безпілотних літальних апаратів, показали, що при раціонально підібраних параметрах щілини, такий повітряний гвинт може генерувати силу тяги до 21% вище, ніж базовий повітряний гвинт без щілин. Подальшим напрямом дослідження є аналіз нормальної характеристики повітряного гвинта зі щілинами.

Наукова новизна та практична значимість роботи: вперше досліджені тягові характеристики повітряних щілинних гвинтів для безпілотних літальних апаратів. Отримані результати можуть бути використані при розробці перспективних повітряних гвинтів з підвищеною тяговою ефективністю.

УДК 621.45.032.3

Л.Г. Марковська

ОЦІНКА НОРМАЛЬНОЇ ХАРАКТЕРИСТИКИ ПОВІТРЯНОГО ЩІЛИННОГО ГВИНТА БПЛА

Представлено результати чисельного дослідження впливу пасивного керування примежовим шаром навколо лопаті гвинта шляхом створення розрізів (щілин) у тілі лопаті повітряного гвинта типу 1045, що широко застосовується у безпілотних літальних апаратах (БПЛА). Актуальність теми зумовлена стрімким зростанням ролі БПЛА у забезпеченні обороноздатності України, зокрема в умовах бойових дій, розвідки та доставки вантажів, рятувальних міссій та розмінування. Удосконалення аеродинамічних характеристик таких апаратів є важливою складовою їх ефективного функціонування. Реалізувати ці вимоги можливо за рахунок збільшення тягових властивостей повітряного гвинта БПЛА. Збільшення критичного кута атаки можна досягти, якщо запобігти зрив потоку з поверхні лопаті шляхом керування примежовим шаром. Метою представленого дослідження є аналіз впливу різних варіантів розміщення щілин у тілі лопаті на коефіцієнт корисної дії (ККД) гвинта залежно від безрозмірного коефіцієнта швидкості (нормальної характеристики — Advance Ratio). Було змодельовано сім конфігурацій розрізів у тілі лопаті. Тяга та крутний момент модифікованих повітряних гвинтів розраховувалиля з використанням чисельного моделювання шляхом рішення рівнянь Нав'є-Стокса з використанням двошарової моделі турбулентності Флоріана Ментера (Florian Menter) SST Transitional №4 Gamma Theta) в середовищі ANSYS CFX, що забезпечує високу точність розрахунків у прикордонному шарі. Отримані залежності ККД від нормальної характеристики та проведено порівняння з даними щодо тяги для кожного варіанта модифікації. Це дає можливіть оцінити, що окремі конфігурації щілин у тілі лопаті можуть покращити аеродинамічні властивості гвинта, зокрема збільшити тягу при низьких швидкостях, що є критичним для зльоту, посадки та маневрування БПЛА. Інші ж варіанти навпаки знижують ККД, що вказує на необхідність подальших досліджень. Отримані результати можуть бути використані для

оцінки оптимізації конструкції повітряних гвинтів із розрізами з метою підвищення загальної ефективності, керованості та стійкості сучасних безпілотних літальних апаратів.

УДК 533.6.011.5.І.

А.О. Хорохордін, М.М. Мітрахович

ОСНОВНІ РЕЗУЛЬТАТИ ДОСЛІДЖЕНЬ ГІПЕРЗВУКОВИХ ВХІДНИХ ПРИСТРОЇВ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ

Основні результати дослідження характеристик гіперзвукового вхідного пристрою зовнішнього стиснення

Аналіз відомих досліджень надзвукових вхідних пристроїв показує, що більшість робіт спрямовано на пошук раціональних форм конструкції та систем регулювання нахилу поверхонь гальмування для забезпечення отримання максимального коефіцієнта збереження повного тиску в широкому діапазоні зміни числа Маха з максимальним врахуванням відомих факторів впливу. Саме тому, дослідження оцінки зміни впливу показника адіабати на коефіцієнт збереження повного тиску і довжину прямого стрибка ущільнення у надзвуковій частині вхідного пристрою зовнішнього стиснення при врахуванні процесів, що відбуваються при збільшенні числа М в діапазоні гіперзвукових швидкостей польоту є актуальним науковим завданням.

Метою дослідження є оцінка впливу показника адіабати гіперзвукового потоку на коефіцієнт збереження повного тиску і довжину прямого стрибка ущільнення гіперзвукового вхідного пристрою зовнішнього стиснення. При дослідженні впливу показника адіабати на коефіцієнт збереження повного тиску і довжину прямого стрибка ущільнення у надзвуковій частині вхідного пристрою зовнішнього стиснення використовувався метод газогідравлічної теорії косих стрибків ущільнення.

Дослідження проведені на розрахунковій висоті 0 км, в діапазоні чисел М від 4 до 10 та при зміні кількості поверхонь гальмування від 3 до 80. З метою дослідження впливу показника адіабати на коефіцієнт збереження повного тиску і довжину прямого стрибка ущільнення у надзвуковій частині вхідного пристрою зовнішнього стиснення при врахуванні процесів, що відбуваються при збільшенні числа М в діапазоні гіперзвукових швидкостей польоту проведено моделювання при постійному показнику адіабати (1,41) і змінному, що залежить від числа М на вході до вхідного пристрою.

Результати моделювання показали, що коефіцієнт адіабати найбільш суттєво впливає на коефіцієнт збереження повного тиску і висоту прямого стрибка ущільнення в надзвуковій частині гіперзвукового вхідного пристрою зовнішнього стиснення при кількості поверхонь гальмування до 20.

Отримані результати моделювання течії в надзвуковій частині гіперзвукового вхідного пристрою зовнішнього стиснення можливо використовувати при обґрунтуванні кількості поверхонь гальмування для розрахункового числа М.

Наукова новизна та практична значимість результатів дослідження полягає в тому, що отримані нові дані щодо коефіцієнту збереження повного тиску і висоти прямого стрибка ущільнення в надзвуковій частині гіперзвукового вхідного пристрою зовнішнього стиснення при коефіцієнті адіабати, що залежить від числа М.

УДК 629.7.035.6

Д.О. Плакущий

ОСНОВНІ РЕЗУЛЬТАТИ ДОСЛІДЖЕННЯ СИСТЕМИ ПІДЖИВЛЕННЯ РЕВЕРСУ ГВИНТОВЕНТИЛЯТОРА ТРДД З НАДВИСОКИМ СТУПЕНЕМ ДВОКОНТУРНОСТІ

Важливим напрямом досліджень закапотованого гвинтовентилятора є отримання його характеристик на режимі реверсу з урахуванням впливу забору повітря ззовні капоту або витоку повітря після робочого колеса гвинтовентилятора.

Дослідження характеристик закапотованого гвинтовентилятора на режимі реверсу з урахуванням впливу забору повітря ззовні капоту або витоку повітря після робочого колеса гвинтовентилятора є актуальним і має практичне значення.

Предметом дослідження є розмір перепускних вікон і залежності витрати повітря через перепускні вікна закапотованого гвинтовентилятора на режимі реверсу при зміні швидкості польоту та залежності тяги реверсу закапотованого гвинтовентилятора на режимі реверсу з урахуванням впливу забору повітря ззовні капоту або витоку повітря після робочого колеса гвинтовентилятора.

Об'єктом дослідження є закапотований гвинтовентилятор з поворотними лопатями робочого колеса двоконтурного турбореактивного двигуна з надвисоким ступенем двоконтурності (m = 20). За робочим колесом гвинтовентилятора розміщені перепускні вікна.

Метою роботи є дослідження тяги реверсу закапотованого гвинтовентилятора на режимі реверсу з урахуванням впливу забору повітря ззовні капоту або витоку повітря після робочого колеса гвинтовентилятора. Моделювання течії в закапотованому гвинтовентиляторі з поворотними лопатями робочого колеса двоконтурного турбореактивного двигуна з надвисоким ступенем двоконтурності здійснювалося при стандартних атмосферних умовах на режимі реверсу в діапазоні числа М від 0,1 до 0,25 для варіантів відсутності вікон перепуску та зі збільшенням відносної площі вікон перепуску від 0 до 0,63. Отримані залежності зміни витрати повітря через перепускні вікна закапотованого гвинтовентилятора при зміні швидкості та характеристики тяги реверсу закапотованого гвинтовентилятора на режимі реверсу. Наведена візуалізація течії на ряді режимів, що підтверджує ефективність перепуску повітря за робочим колесом гвинтовентилятора.

Наукова новизна та практична значимість результатів дослідження полягає в тому, що отримані нові дані щодо визначення раціонального розміру перепускних вікон та отримано залежність зміни витрати повітря через перепускні вікна закапотованого гвинтовентилятора на режимі реверсу при зміні швидкості та характеристики тяги реверсу закапотованого гвинтовентилятора на режимі реверсу з урахуванням впливу забору повітря ззовні капоту або витоку повітря після робочого колеса гвинтовентилятора.

УДК 629.735.035.3:629.735.035.5 (043.5)

А.А. Кошель

ОСНОВНІ РЕЗУЛЬТАТИ ДОСЛІДЖЕНЬ АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ГВИНТОВЕНТИЛЯТОРА

З року в рік зростаючі вимоги до паливної економічності та екологічності силових установок повітряних суден постійно підтримують актуальність досліджень повітряних гвинтів, а зокрема і гвинтовентиляторів з метою подальшого покращення їх аеродинамічних та аероакустичних характеристик, особливо на високих дозвукових швидкостях польоту. Повітряний гвинт є найбільш ефективнішим пристроєм для створення тяги винайденим на даний момент. З розвитком авіації та збільшенням швидкості польотів, повітряний гвинт також видозмінювався. Для досягнення високої ефективності на високих швидкостях польоту у повітряних гвинтів збільшилося навантаження на площу гвинта, змінювалося кількість та форма лопатей, лопати стали шаблеподібними, щоб відтягнути настання хвильової кризи. Важливим кроком у теоретичному дослідженні повітряних гвинтів і гвинтовентиляторів є валідація розрахункової моделі для досліджень їх аеродинамічних характеристик, що дає можливість отримувати достовірні результати досліджень. Саме тому, валідація розрахункової моделі є актуальним науковим завданням. Метою досліджень є вибір та обґрунтування параметрів і налаштувань розрахункової математичної моделі гвинтовентилятора. Вибір та обґрунтування параметрів і налаштувань розрахункової математичної моделі гвинтовентилятора, а саме: розмір розрахункового простору, кількість вузлів розрахункової сітки та вид моделі турбулентності, що визна-

чається шляхом порівняння результатів моделювання з експериментальними даними. Для досягнення мети вирішені наступні задачі: побудовано твердотільну модель восьмилопатевого гвинтовентилятора типу SR7L за відомими описами та графічною інформацією; створено ряд розрахункових областей та сіток для проведення математичного моделювання чисельним методом; здійснено розрахунки з різними налаштуваннями моделі на двох високошвидкісних режимах роботи і низьким навантаженням на лопать гвинтовентилятора та порівняно отримані результати з експериментальними даними. Повний вибір параметрів і налаштувань розрахункової математичної моделі восьми лопатевого гвинтовентилятора та порівняння результатів моделювання з експериментальними даними на двох розрахункових режимах з високою швидкістю і низьким навантаженням на лопать. дозволив обґрунтувати раціональне значення розміру розрахункового простору (D2 – 4D x 4D x 8D), кількості вузлів розрахункової сітки (M2 - 7,0 млн) та вид моделі турбулентності - GEKO - 2,5 Re-γθ. Відносна похибка результатів моделювання не перевищує 3,5%, відносно відомих теоретичних і експериментальних даних, що дозволяє використання таких факторів при моделюванні інших видів гвинтовентиляторів. Наукова новизна та практична значимість результатів дослідження полягає в тому, що отримані рекомендації щодо параметрів чисельного експерименту при моделюванні обтікання гвинтовентилятора турбореактивного двигуна.

УДК 621.452.33

О.Є. Пушилін, В.В. Логінов

ОБҐРУНТУВАННЯ ХАРАКТЕРИСТИК ТУРБОГВИНТОВОГО ДВИГУНА У СКЛАДІ ГІБРИДНОЇ ТУРБОЕЛЕКТРИЧНОЇ СИЛОВОЇ УСТАНОВКИ ПАСАЖИРСЬКОГО ЛІТАКА

Альтернативним напрямом розвитку авіаційних двигунів є розвиток та впровадження нових схем гібридних турбоелектричних силових установок (ГТЕСУ). Актуальність дослідження спрямована на удосконалення наукового методу для обґрунтування ефективності застосування ГТЕСУ у складі пасажирського літального апарату (ЛА). Досліджується процес обґрунтування раціонального параметричного і технічного обрису енергетичної системи ГТЕСУ на базі турбогвинтового двигуна з електричним двигуном (ЕД) та паливними елементами (ПЕ) для пасажирського ЛА. Предметом дослідження є методи, моделі та закономірності щодо визначення раціональних характеристик енергетичної системи ГТЕСУ на базі турбогвинтового двигуна з ЕД та ПЕ для пасажирського ЛА. Метою дослідження є покращення характеристик енергетичної системи ГТЕСУ з турбогвинтовим двигуном у складі пасажирського ЛА на основі розроблення методу визначення ступеня гібридизації енергетичної системи з ЕД та ПЕ.

Проведено формування концепції енергетичної системи для сучасної ГТЕСУ, яка складається з елементів: турбогвинтовий двигун (ТГвД), повітряний гвинт, редуктор, ЕД, ПЕ, блок акумуляторних батарей (АБ), силові електричні кабельні лінії, силова електроніка (СЕЛ), автоматична система керування. Проведено обґрунтування методики формування та розрахунку основних параметрів та характеристик енергетичної системи з урахуванням утилізації води в камеру згоряння ТГвД для сучасної гібридної СУ пасажирського регіонального літака.

Обґрунтовується напрямок покращення характеристик ГТЕСУ у складі пасажирського ЛА на основі застосування різного ступеню гібридизації турбогвинтового двигуна. Розроблена архітектура енергетичної системи ГТЕСУ з турбогвинтовим двигуном та спроектований повітряний гвинт у складі пасажирського ЛА. Удосконалений метод і моделі для визначення параметричного та технічного обрису енергетичної системи ГТЕСУ пасажирського ЛА. Особливість запропонованого удосконаленого методу полягає в удосконаленні архітектури енергетичної системи ГТЕСУ з турбогвинтовим двигуном, розвитку методу і моделі визначення параметричного та технічного обрису енергетичної системи ГТЕСУ у складі пасажирського ЛА. У

подальших дослідженнях будуть визначені експлуатаційні характеристики та діапазон застосування пасажирських ЛА на основі застосування нових архітектурних рішень ГТЕСУ на протязі всього польотного циклу ЛА.

УДК 62.25-97;533.68(045)

В.В. Отрощенко, М.О. Пікуль

ВПЛИВ ТЕМПЕРАТУРИ ПОВЕРХНІ ЛОПАТКИ НА КУТ ПОВОРОТУ ПОТОКУ

Предметом дослідження є аеродинамічні характеристики профілю лопатки робочого колеса осьового компресора з урахуванням впливу рівномірного температурного нагріву її поверхні. **Об'єктом** дослідження є компресорна решітка робочого колеса осьового компресора.

Метою роботи є аналіз впливу температури поверхні лопатки на зміну кута повороту потоку**.** В роботі було сформульовано та вирішено наступні задачі: здійснено чисельне моделювання течії в робочому колесі компресора з урахуванням рівномірного нагріву поверхні лопатки в інтервалі температурного співвідношення поверхні лопатки (Тл) до температури навколишнього середовища (Тн) Тл/Тн = 1…3 з кроком 1 при різних значеннях осьової швидкості потоку на вході від 70 до 140 м/с із кроком 10 м/с. Проведено розрахунок кутів повороту потоку та побудовано відповідні графічні залежності. Оцінено вплив температурного нагріву поверхні лопатки на аеродинамічну ефективність профілю. Дослідження реалізовано шляхом чисельного експерименту в середовищі **Ansys Workbench Student.**

Результати: Проведено оцінку зміни кута повороту потоку під впливом температурного нагріву поверхні лопатки. Встановлено залежності кутів повороту потоку від зміни температурного співвідношення Тл/Тн=1…3 і осьової швидкості потоку в діапазоні 70-140 м/с. Зафіксовано тенденцію до зменшення кута повороту потоку зі зростанням температури поверхні лопатки, що призводить до погіршення процесу стиснення повітря. Значне зниження кута повороту спостерігається при куті атаки 5° та співвідношенні температур Тл/Тн = 2. Також відзначено появу зон уповільненого потоку на нагрітій поверхні лопатки. Побудовані графіки містять різкі зміни значень параметрів, які ускладнюють однозначне трактування результатів.

Наукова новизна та практична значимість: отримано дані про вплив температури поверхні лопатки на зміну кута повороту потоку. Результати дослідження можуть бути використані при вдосконаленні турбовентиляторних модулів газотурбінних двигунів і під час розробки ГТД з турбовентиляторною приставкою. Виявлені стрибкоподібні зміни в характеристиках потребують подальшого аналізу для точного пояснення.

УДК 621.43

В.В. Коробко, О.О. Московко, А.П.Шевцов

ЧИСЕЛЬНЕ ДОСЛІДЖЕННЯ ТЕРМОКОНВЕКТИВНИХ ТЕЧІЙ ПІД ЧАС ЗАПУСКУ НИЗЬКОТЕМПЕРАТУРНИХ ТЕРМОАКУСТИЧНИХ ДВИГУНІВ

Термоакустичні двигуни (ТАД) є перспективними рішенням для ефективного перетворення низькопотенційної теплоти в акустичну енергію та механічну роботу. Це дає змогу суттєво зменшити викиди парникових газів завдяки утилізації теплових викидів промислових та енергетичних об'єктів. Проте одним з викликів для практичного впровадженні ТАД є забезпечення надійного запуску шляхом стабільного самочинного ініціювання термоакустичних коливань. Вперше експериментально доведено, що наявність поздовжнього температурного градієнта у матриці ТАД є необхідною, але недостатньою умовою для самочинного запуску тер-

моакустичних коливань. Попри цього механізми виникнення таких коливань залишаються недостатньо вивченими.

Гіпотезою дослідження є твердження, що самочинне виникнення термоакустичних коливань в ТАД при запуску зумовлене переважно термоконвективними ефектами.

Метою дослідження є забезпечення працездатності ТАД при запуску шляхом детального аналізу цього явища методом CFD-моделювання з використанням результатів фізичного моделювання експериментальних досліджень температурних трендів основних конструктивних елементів ТАД.

Головним завданням дослідження було побудова, верифікація і валідація тривимірної нестаціонарної числової моделі запуску термоакустичного двигуна зі «стоячою» хвилею, який працює за циклом Брайтона.

Об'єктом дослідження є процеси термоконвективних потоків, а предметом дослідження – показники їх динамічних вихрових структур різних масштабів та частот.

Результати CFD- моделювання показали, що запуск двигуна можливо визначити як послідовні етапи. На початковому етапі запуску в резонаторі двигуна утворюються складні термоконвективні потоки, які характеризуються формуванням динамічних вихрових структур різних масштабів та частот. Продовж другого етапу встановлено, що ключовим фактором виникнення термоконвективних течій з частотами відповідними резонансним, які набувають значної інтенсивності, є наявності значних температурних різниць між нагрівачами та іншими конструктивними елементами ТАД. Крім того, показано і підтверджено суттєвий вплив динамічних характеристик нагрівачів (їх теплової інерційності та швидкості нагрівання) на ефективність запуску двигуна. При досягненні певних значень градієнту температур ТАД починає працювати, реалізуючи прямий, незворотній цикл, перетворюючи теплоту в акустичну енергію та розсіюючи відпрацьовану теплоту в довкілля.

За отриманими результатами запропоновано застосування допоміжних нагрівачів, які забезпечують необхідну інтенсивність термоконвективних потоків, що гарантує стабільний запуск потужних ТАД. Отримані результати відкривають шлях до вдосконалення технології запуску низькотемпературних ТАД і сприяють їхньому практичному застосуванню в системах утилізації скидного тепла.

УДК 621.4:629.5

В.В. Кузнецов, О.К. Чередніченко, С.А. Кузнецова

ПОКРАЩЕННЯ МАСОГАБАРИТНИХ ПОКАЗНИКІВ ЕНЕРГЕТИЧНИХ УСТАНОВОК МОРСЬКИХ ГАЗОДОБУВНИХ ПЛАТФОРМ ВИКОРИСТАННЯМ ГАЗОТУРБІННИХ УСТАНОВОК З ТЕРМОХІМІЧНОЮ УТИЛІЗАЦІЄЮ ТЕПЛОТИ

Світова тенденція до енергетичної незалежності і екологічної ефективності посилює інтерес до високоефективних методів утилізації теплоти. Для України ця проблема є особливо актуальною в умовах необхідності майбутнього відновлення промислового потенціалу у післявоєнний період. Хоча поточний обсяг видобутку природного газу покриває потреби побутового сектора, для промисловості необхідно шукати альтернативні джерела енергії.

Перспективним шляхом у цьому напрямку є розвиток морського видобутку. Це вимагатиме одночасного розвитку технічних засобів для реалізації цього напрямку – морських бурових платформ. Враховуючи наявність в Україні одного з провідних світових виробників газотурбінної техніки – АТ НВКГ «Зоря-Машпроект», перспективними енергетичними установками для таких платформ є газотурбінні установки. Перспективним фактором для реалізації таких установок є можливість перероблення попутного газу у синтез-газ шляхом термохімічної утилізації теплоти відпрацьованих газів. Шляхом математичного моделювання отримано, що для існуючого діапазону потужності 5000…32000 кВт серійних газотурбінних двигунів можливе отримання синтез-газу складає до 0,17 кг/с на 1 МВт потужності двигуна.

Процес термохімічної утилізації базується на паровому риформінгу метану, який потурбує значної кількості насиченої пари. Для реалізації процесу основним конструктивним викликом є великі габарити утилізаційного котла, що ускладнить його розміщення в обмежених по розмірам машинних відділеннях морських бурових платформ.

Для зниження масогабаритних показників утилізаційних котлів розглянуті варіанти інтенсифікації процесів теплопередачі в котлах при використанні в якості теплообмінних поверхонь: круглих труб із гладким спірально-стрічковим оребренням та оребренням з лунковими системами на ребрах, еліптичних труб з гладким плоским оребренням та лунковими системами на ребрах. Методом математичного моделювання отримано, що завдяки використанню лункових систем на плоских ребрах еліптичних труб можливе зменшення площі теплообмінної поверхні складає до 32% без погіршення теплогідравлічних характеристик у порівнянні з круглими трубами зі спірально-стрічковим оребренням. Таким чином, застосування оребрених еліптичних труб з лунковими системами дозволяє оптимізувати співвідношення між тепловою ефективністю і габаритами установки.

Це відкриває нові перспективи для модернізації енергетичної інфраструктури України в умовах обмеженого доступу до викопного палива.

УДК 621.4

Б.Г. Тимошевський, М.Р. Ткач, О.М. Попов

ПОКАЗНИКИ ГАЗОТУРБІННОЇ СУДНОВОЇ ЕНЕРГЕТИЧНОЇ УСТАНОВКИ СУДНА ДЛЯ ПЕРЕРОБКИ ПЛАСТИКОВИХ ВІДХОДІВ У ПАЛИВО

В океанах утворилися «Сміттєві острови», найвідоміший з яких називається Велика Тихоокеанська сміттєва пляма. Для вилучення пластикових відходів з товщі води були створені морські системи збору пластикових відходів. Утилізація таких відходів на березі призводить до значних економічних витрат. Водночас, спеціалізовані судна відомі для переробки пластикових відходів, виробництва електричної енергії, а також виробництва та переробки нафти. Судна, створені з використанням інноваційних технологій, належать до категорії високотехнологічних суден. У подальшому дослідженні розглядаються морські енергетичні установки сучасних спеціалізованих суден.

Загальна кількість полімерних відходів, що утворюються у світі, у 2023 році перевищила 353 мільйони тонн. Водночас, понад 0,5 відсотка від їх загальної кількості потрапляє у водне середовище морів та океанів.

Одним із перспективних напрямків переробки пластикових відходів є переробка на штучне рідке паливо, показники якості якого дозволяють використовувати його в дизельних та газотурбінних двигунах. Раціонально впроваджувати технології переробки відходів полімерів на паливо в електростанціях з термохімічною рекуперацією тепла аналогічним чином.

Існуючі моделі ГТД розглядають прості циклічні схеми, з регенерацією та з утилізацією тепла в різних варіантах конфігурації. У цьому випадку використовуються традиційні палива – рідке та газоподібне. Модель, розроблена авторами, дозволяє досліджувати параметри та показники роботи газотурбінного двигуна з новим типом палива – штучним паливом, отриманим з термопластичних відходів шляхом керування процесом крекінгу.

Проблема забруднення морів та океанів полімерними відходами з кожним роком загострюється. Створено системи для вилучення пластику з товщі води. Одним із перспективних напрямків переробки отриманих пластикових відходів є їх переробка на штучне рідке паливо на борту високотехнологічного спеціалізованого судна. Газотурбінна електростанція такого високотехнологічного спеціалізованого судна складається з технологічної та енергетичної підсистем. Вплив температури навколишнього середовища та втрати тиску на вході та виході було враховано шляхом обробки показників базових газотурбінних двигунів. Показано, що стосовно електростанції високотехнологічного спеціалізованого судна, що використовує відходи термопластичних полімерів як альтернативне паливо, існує оптимальне значення

температур на вході. Максимальне значення ККД досягається в діапазоні температур зовнішнього повітря 300K ... 305K, а максимальна потужність – при 270K ... 290K.

УДК 536.4

О.К. Копійка, В.В. Калінчак, О.С. Черненко, В.Г. Шевчук, М.О. Іванов

ВПЛИВ НАНОЧАСТИНОК AL2O3 НА ГОРІННЯ КРАПЕЛЬ ДИЗЕЛЬНОГО ПАЛИВА

Результати досліджень поведінки нанофлюїдів, поява наночасток в рідині безумовно, впливає на властивості базової рідини. Деякі властивості нанорідин, такі наприклад як їхня питома теплоємність і густина, описуються простими адитивними закономірностями. Густина суміші нанорідин є лінійною комбінацією двох(чи більше) густин компонентів, зважених по масовій долі. Аналогічним чином, питома теплоємність нанорідини також є лінійною комбінацією питомих теплоємкостей, зважених по масі. Тоді як інші властивості, наприклад теплопровідність, демонструють складнішу поведінку при зміні концентрації наночастинок.

В даній роботі проводилися дослідження горіння крапель дизельного палива з малими домішками наночастинок Al_2O_3. Суміш створювалася в два етапи. На 10 мл (8 мг) бутанолу, як розчинника, додавалося 60 мг порошку Al_2O_3. За допомогою УЗ-диспергатора вона перемішувалася. Потім 5 крапель (по 0.7 мг) цієї суміші шприцом додавалося в 10 мл (8.4 мг) чистого дизельного пального і перемішувалося паличкою. Це відповідало розчину з 0.05 мас.%.

Метод дослідження швидкості горіння – метод поруватої сфери, перевагою якого є стала поверхня горіння. Кулька діаметром близько 10 мм з керамзиту опускалася в горючу рідину, трималася секунд 5 для змочування. Далі на спеціальній підставці вона розміщувалася на електронних вагах. Відбувалося підпалювання газовим пальником і на відеокамеру знімалися покази вагів в часі (m в г, t в с). Для кожної суміші дослід повторювався 5 разів.

На рис. показана динаміка зміни маси палива на кульці. Ця залежність практично лінійна в більшій частині і нахил не залежить від початкової маси сфери. Нахил показує швидкість вигорання. Додавання наночастинок зменшує швидкість горіння в середньому на 10% порівняно з чистим дизелем. Наночастинки заважають випаровуванню і, як результат, горінню горючої рідини. Краплі довше горять, що дозволяє збільшити факел розпилу.

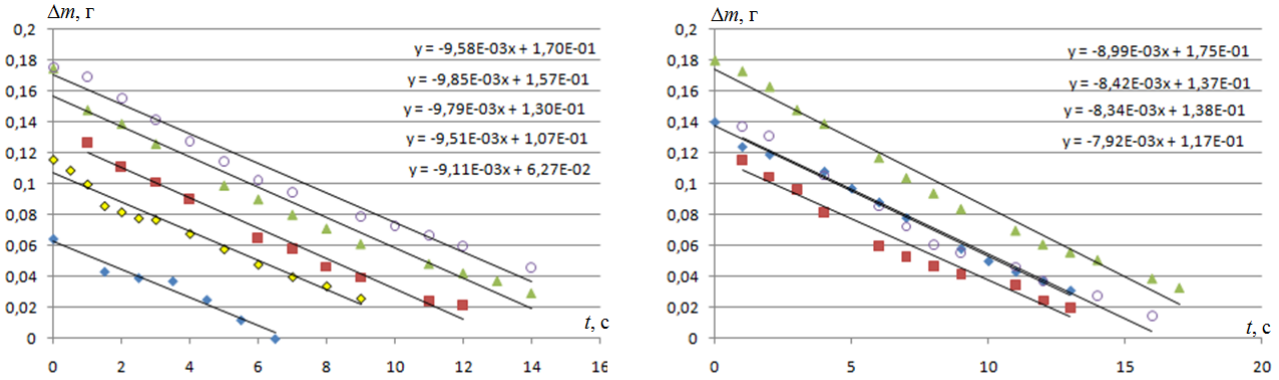


Рис. Часова зміна маси а) дизелю і б) дизелю з наночастинками Al_2O_3 (0.05 мас.%) на пористій сферичній поверхні

УДК 536.4

М.О. Іванов, О.С. Черненко, К.В. Тимофієнко

ОСОБЛИВОСТІ ПУЛЬСАЦІЙНОГО ВИПАРОВУВАННЯ КРАПЕЛЬ ЕМУЛЬСІЙ ПРИ ДІЇ ЕЛЕКТРИЧНОГО РОЗРЯДУ

Важливим питанням сучасної теплоенергетики є зниження викидів шкідливих речовин при спалюванні вуглеводневого палива [1]. Одним із перспективних шляхів вирішення цієї проблеми є використання води у складі вуглеводневого палива. Вода сприяє зниженню температури

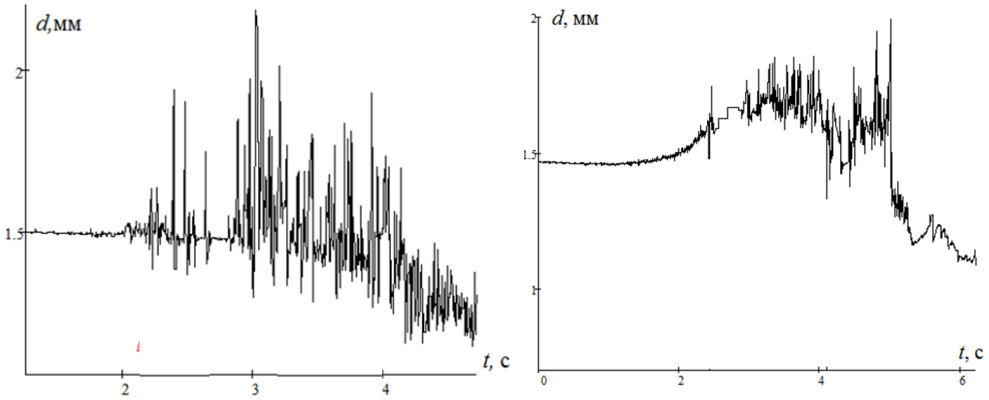
полум’я, і завдяки цьому викиди NOx та монооксиду вуглецю (CO) можуть бути значно зменшені.

Одним із напрямків впливу на горіння газів, диспергованого твердого або рідкого палива є вплив електричних розрядів. В дані роботі вивчаються особливостей випаровування та горіння крапель водопаливних емульсій з різним вмістом води під дією високочастотного електричного розряду. В якості об’єктів дослідження були вибрані двофазні емульсії DW «дизель-вода» (без використання будь-якої поверхнево-активної речовини) в діапазоні зміни частки води від 0 до 80 % з кроком в 10%. Для змішування і емульгування використовувався ультразвуковий диспергатор УЗДН-1 на частоті 22 кГц. Без поверхнево-активних речовин емульсія майже одразу починає дестабілізуватися: мікроскопічні краплі зливаються в більші.

Зазвичай у системі подачі палива одноциліндрового дизельного двигуна тривалість руху палива від моменту створення до його повного впорскування в камеру згоряння займає близько 2–5 с. У двофазному двигуні на водопаливній емульсії потоки води та дизельного палива піддаються ультразвуковій емульгуванню безпосередньо перед двигуном внутрішнього згоряння. Тому в таких двигунах процес дестабілізації не враховують.

Одразу після приготування крапля емульсії розміщувалися на тонку ХА термопару зі спаєм 0.5 мм (в повітрі кімнатної температури). На деякій відстані від краплі розміщувався мідний електрод діаметром 150 мкм від мінігенератора Тесла. В певний момент часу вмикалося живлення котушки і на краплю спрямовувався високочастотний розряд (з тепловою потужністю 0.25 Вт).

Використовуючи TDS-метр були отримані значення електропровідності отриманих емульсій одразу після приготування в ppm (кількість іонів на 1 мільйон частинок). Низька електропровідність при малих частках води вказує на обернену емульсію, висока при великих частках вода – пряму емульсію.



а б

Характерна зміна розміру краплі емульсії а - D70W30 і б - D30W70

При дії електричного розряду на краплю емульсії чітко простежується два часові етапи. Перший – інертний розігрів. Другий – пульсаційний режим, в якому розмір краплі з певною частотою періодично змінюється поблизу деякого середнього значення, яке з часом випаровування зменшується.

Втрата матеріалу емульсії при дії електричного розряду відбувається в основному за рахунок викидів під час мікровибухів. Тобто електричний розряд приводить до диспергування крапель емульсій з великим вмістом води на відміну від крапель індивідуальних горючих рідин.

Експериментально показано, що в залежності від вмісту води поведінка крапель водопаливних емульсій (на прикладі вода-дизельне паливо) при дії високочастотного розряду якісно відрізняється. Для прямих емульсій (частка води більша за 70%) характерно поява «піни» з парових бульбашок з поверхнею з молекул дизельного палива і одночасний їх зростання. Для обернених емульсій (частка води менша за 30 %) характерні мікровикиди матеріалу в результаті поверхневих мікровибухів.

Для крапель емульсії з близьким складом (Zw = 40-60%) характерно розширення однієї

чи декількох парових бульбашок до розмірів, порівняних з розміром краплі. При лусненні бульбашки відбувається викид матеріалу краплі у вигляді крапель до 100 мкм.

Час пульсацій розміру крапель емульсій при дії електричного розряду склав від 10 до 25 мс. Результати експерименту і чисельних розрахунків мають кількісні розбіжності, що пояснюються впливом спаю термопари. Парові бульбашки утворюються не по всьому об'єму, а поблизу поверхні спаю. Також період пульсацій виявився меншим за розрахунковий, що пов'язано з неоднорідністю нагрівання краплі електричним розрядом.

УДК 536.4

О.К. Копійка, В.В. Калінчак, М.О. Іванов, О.С. Черненко

ТЕМПЕРАТУРА ВИМУШЕНОГО ЗАЙМАННЯ РІДИН В АЗОТО- КИСНЕВИХ СУМІШАХ

Однією з важливих характеристик горючих рідин, разом з температурою спалаху (flash point) та температурою само спалахування, є температура займання (fire point) – критична температура горючої рідини, при якій виникає стійке полум'я при короткочасному піднесенні теплового джерела запалювання - чергового полум'я.

В роботах [1, 2] розвинутий один із підходів (моделі Джонса) до визначення fire point, що оснований на рівності тиску насиченої пари горючої рідини та її стехіометричному значенні в хімічній реакції горіння в повітрі. Як виявилося, що в повітрі (на нормальних умов) дане припущення дозволяє аналітично розрахувати вищевказану температуру для індивідуальних рідин, їх водних розчинів та бінарних сумішей горючих рідин в залежності від складу. Перевагою отриманих залежностей є визначення fire point по відомим теплофізичним характеристикам рідин.

Дані залежності добре узгоджуються з наявними експериментальними даними та іншими емпіричними формулами. Так, наприклад, для розрахунку температури займання індивідуальної горючої рідини запропонована аналітична формула:

$$T_{fire} = T_{boil}\left(1+\frac{RT_{boil}}{L_m\mu_f}\ln\left(1+\frac{\beta}{x_{O_2}}\right)\right)^{-1}$$

де T_{boil} – температура кипіння,

L_m – питома теплота пароутворення,

μ_f – молярна маса палива,

β – стехіометричний коефіцієнт кисню в реакції горіння,

x – молярна частка кисню в повітрі.

На рис. 1 представлені результати впливу частки кисню в суміші на температуру займання деяких індивідуальних рідин. Загальна динаміка наступна: зі зростанням мольної частки кисню в газовій суміші зростає температура займання рідини.

Дивний, на перший погляд, результат пов'язаний з тим, що стехіометрія визначається відношенням концентрацій парів рідини та кисню. На рис. 2 показано температурні залежності відносної частки насичених парів біля поверхні рідини, а також збільшення стехіометричних її значень при різних концентраціях кисню в газовій суміші. А при стехіометрії швидкість горіння парів є максимальною.

Відомо, що температура спалаху, що є, зазвичай, трохи нижчою за температуру займання, зменшується зі зростанням частки кисню в повітрі. При низькій концентрації кисню процес горіння буде повільним або неможливим, тому температура спалаху буде вищою, ніж у нормальних умовах. Навпаки, при високій концентрації кисню горіння відбуватиметься дуже швидко та інтенсивно, що призведе до зниження температури спалаху.

Тому отримана залежність для температури займання потребує експериментальної перевірки.

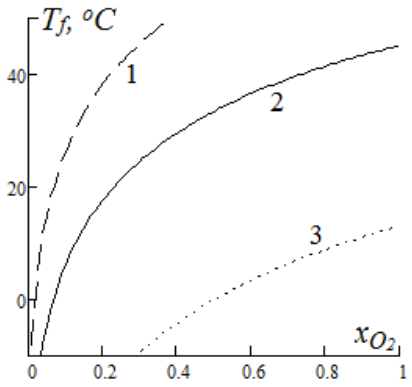


Рис 1. Залежності температури займання рідини від частки кисню в газовій суміші: 1 - бутанол, 2- етанол, 3- ацетон

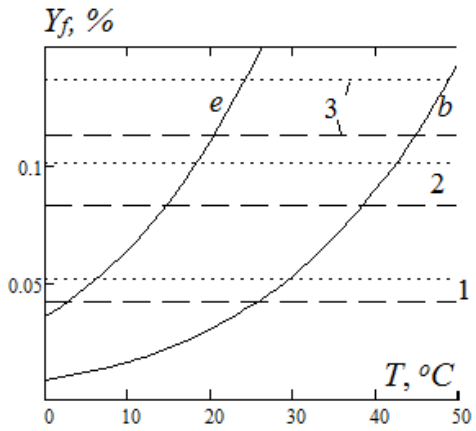


Рис. 2. Залежність концентрації насиченої пари горючої рідини від температури: Горизонтальні лінії – стехіометричні концентрації: e, (· · ·) – етанол; b, (– –) – бутанол; 1- x_{O_2} = 0.1, 2 – 0.21, 3 – 0.3.

1.Калінчак В.В., Черненко О.С., Копійка О.К. Удосконалення аналітичної оцінки температур займання рідин // Пожежна безпека (FireSafety). – 2023. –№4. – С.43-49.DOI: 10.32447/20786662.42.2023.05

2. Kalinchak V.V., Chernenko O.S., Kopiyka O.K., Ivanov M.O. Stoichiometric model of force dignition of flammable liquids and their binary mixtures // Фізика аеродисперсних систем. 2024. Т.62. С. 86-96. DOI: https://doi.org/10.18524/0367-1631.2024.62.318557

УДК 536.46

С.Г. Орловська

ВИПАРОВУВАННЯ І ГОРІННЯ КРАПЕЛЬ ПАЛИВА НА ОСНОВІ ПАРАФІНІВ

З пошуком і розробкою нових видів палив для гібридних ракетних двигунів виникла зацікавленість в дослідженнях процесів горіння палив на основі парафінів. Завдяки своїм властивостям парафін може використовуватися основою для висококалорійного екологічно чистого і безпечного палива. Дані із літературних джерел щодо експериментальних досліджень вказують на те, що гібридні двигуни на основі парафінів можуть забезпечити достатньо високий питомий імпульс, що обумовлено високою лінійною швидкістю горіння паливного заряду. Характеристики горіння розпиленого палива можна дослідити на базовому рівні за допомогою дослідження горіння краплі палива. Метою даної роботи є дослідження кінетики випаровування та горіння крапель парафінового палива, визначення сталих випаровування та горіння. В якості об’єкта дослідження використовувався докозан - насичений вуглеводень із класу алканів.

В роботі запроваджено сучасний підхід до вивчення процесів горіння і випаровування крапель палива в режимі реального часу з використанням цифрової відео зйомки об'єкта дослідження та комп'ютерної обробки отриманих зображень.

Проведено експериментальні дослідження процесів горіння крапель докозану діаметром до 2 мм в повітрі. Спалахування відбувалось миттєво від потужного іскрового розряду, досліджувались зміна діаметру крапель і висота полум’я в процесі горіння. Для всіх досліджуваних діаметрів крапель підтвердився дифузійний механізм горіння: квадрат діаметру (d^2) – закон). Ці дані використовувались для визначення сталої горіння, що є показником ефективності згоряння палива.

Процес горіння рідкого палива визначається швидкістю випаровування рідини з поверхні краплі, розігрітої до температури кипіння. В роботі проводились експериментальні дослідження випаровування крапель докозану при температурах газового середовища, нижчих за температуру спалахування пари навколо краплі. Для цього частинки доказану вносились в досліджувану камеру, повітря в якій нагрівалось до заданої температури. Процес випаровування реєструвався в режимі реального часу. Досліджуваний температурний інтервал - 473-523 К. Встановлено, що кінетика випаровування краплі описується d^2 – законом, випаровування відбувається за дифузійним механізмом. Для різних температур повітря визначені сталі випаровування крапель докозану. Встановлено, що поблизу критичних умов спалахування, які визначаються взаємозв'язком діаметра краплі, температури газу і концентрації окиснювача, стала випаровування зростає майже в 10 разів, внаслідок прискорення процесів тепло-масообміну. Оцінено значення коефіцієнта дифузії пари докозану в інтервалі температур 473-523 К. Спостерігається значне збільшення коефіцієнта дифузії при температурі 523 К.

УДК 629.7.036.3

І.І Петухов, А.В. Ковальов

CFD-АНАЛІЗ ВПЛИВУ ВІДБОРІВ ПОВІТРЯ НА ПОЛЕ ЙОГО ШВИДКОСТІ У КАМЕРІ ПІДШИПНИКА ГТД

Підвищення навантаження на роторні вузли газотурбінних двигунів (ГТД) ускладнює умови їхнього охолодження. Це потребує все більш точного моделювання гідродинамічних і теплових процесів у камері підшипника, які забезпечують ці умови. Задача ускладнюється наявністю суттєво нерівноважного повітряно-оливного потоку, структура якого змінюється від повітряно-крапельної у ядрі до практично рідинної у пристінній оливній плівці. Тому навіть використання гетерогенної моделі Eulerian при тривимірному CFD-моделюванні дає результати, які потребують як мінімум вибіркового експериментального підтвердження. У сукупності з необхідністю значних обчислювальних ресурсів такий підхід проблематичний для інженерних розрахунків, особливо на етапі проектування, коли варіюються як режимні, так і геометричні фактори.

Сформована у попередніх роботах авторів двовимірна модель газорідинного потоку в камері підшипника ГТД дозволяє цілісно врахувати ці фактори. Відповідні спрощення дозволяють значно скоротити затребувані обчислювальні ресурси. Параметричні дослідження показали, що якісно вірно ураховується вплив на параметри оливної плівки та внутрішній коефіцієнт тепловіддачі частоти обертання валу, гравітації та витрати оливи. Однак режими при низьких обертах валу з суттєво нерівномірним розподіленням оливної плівки аж до реалізації явища «захлинання», коли плівка зупиняється на ділянці під'ємного руху після відкачуючого отвору, моделюються неточно.

Одним з визначальних факторів тут є зменшення окружної складової швидкості повітря у цій зоні внаслідок його відбору у магістраль відкачки. Проявляється цей ефект і при більших обертах валу. Для урахування цього фактору поле окружної швидкості повітря, сформоване під дією обертання вала як потенційна вихрова течія з двозонним прикордонним шаром біля стінок, має поєднуватись з полем швидкості внаслідок відборів повітря через магістралі вентиляції та відкачки.

Можливі методи такого поєднання проаналізовано з використанням результатів CFD-моделювання потоку повітря в циліндричній камері з внутрішнім обертовим циліндром при наявності та відсутності відборів або обертів валу. Використана модель турбулентності «k–ω», яка забезпечує адекватний опис структури пристінкового шару. Особливу увагу приділено аналізу структури потоку поблизу вентиляційних та відкачуючих магістралей, де зміни поля швидкості найбільш значні. Проведено порівняльний аналіз векторів швидкості залежно від загальної витрати повітря та співвідношення витрат в магістралях, що дозволяє кількісно оцінити масштаби впливу цієї зміни на гідродинамічну структуру потоку.

УДК 621.452.233

О.Е. Хрулєв, В.В. Мунтян

МАТЕМАТИЧНЕ МОДЕЛЮВАННЯ ПАРАМЕТРІВ І ХАРАКТЕРИСТИК ПУЛЬСУЮЧИХ ПОВІТРЯНО-РЕАКТИВНИХ ДВИГУНІВ ЗА ДОПОМОГОЮ ПРОГРАМНОГО ОНЛАЙН-СЕРВІСУ

У зв'язку з появою нових проектів безпілотних літальних апаратів з пульсуючим повітряно-реактивним двигуном стає актуальним питання моделювання їх параметрів та характеристик. Однак, незважаючи на велику кількість дослідницьких робіт та розроблених теоретичних моделей робочого процесу, жодних розрахункових програм, придатних для широкого практичного використання и моделювання пульсуючого двигуна за багато років так і не було створено. Виходячи з цього, дослідження в даній роботі виконувались з метою створення математичної моделі та реальної програми для моделювання робочого циклу та характеристик пульсуючого повітряно-реактивного двигуна, доступною для широкого кола користувачів.

Модель пульсуючого повітряно-реактивного двигуна побудована на базі термодинамічної моделі процесу об'ємного горіння та газообміну в камері згоряння, на методі «поршневої» аналогії для нестаціонарної течії газу та повітря в резонансній трубі пульсуючого двигуна та у впускній трубі безклапанного двигуна. Модель включає математичний опис динаміки руху пелюстки клапана, а також нестаціонарного процесу теплообміну газу зі стінками. Реалізацію моделі забезпечує вперше розроблена спеціальна онлайн-програма Pulsejet-Sim, яка побудована на спеціальній структурі даних із поділом на серверну та клієнтську частини. Таким чином, програма реалізована як веб-орієнтований програмний сервіс, який у порівнянні з традиційними десктопними пакетами та програмами не вимагає завантаження в комп'ютер користувача. Це дозволяє виконати миттєвий розрахунок із використанням серверних ресурсів та безпечного зберігання даних у хмарному сховищі.

Для верифікації моделі виконано попереднє математичне моделювання відомих пульсуючих повітряно-реактивних двигунів, яке показало загалом задовільне якісне та кількісне узгодження результатів моделювання (помилка менше 10%) з наявними експериментальними даними за основними параметрами. Це також дозволило отримати раніше невідомі характеристики пульсуючих повітряно-реактивних двигунів, у тому числі індикаторну діаграму.

UDC 621.452.3.038.26

R. Yu. Tsukanov, S. V. Yepifanov

THRUST AUGMENTING EJECTOR NOZZLES FOR MICRO-TURBOJETS

Development of engines for Unmanned Aerial Vehicles (UAVs) is substantially related with searching of the methods to increase thrust and decrease specific fuel consumption of existing engines, which are already in serial production stage. All these turbojets are usually similar in design: a single-stage centrifugal or diagonal compressor delivering an overall pressure ratio of up to 4…5, and an uncooled turbine, which has limited inlet temperature up to 1000 °C. This results in a relatively low thermal efficiency (5…15 %), depending on engine size. Unfortunately, more efficient turbofan engines cannot yet be scaled to this size for reasons of complexity, manufacturability and costs. Thus, technical requirements come in contradiction with manufacturability requirements and cos**t**.

A lot of authors compared two types of thrust augmenters: a fan with turbine using pressure forces to transfer energy from the primary flow to the secondary one, and an ejector using viscous forces to pump a secondary fluid; as a result, total mass flow rate within an ejector increases, and, in proper conditions, it is possible to augment jet nozzle thrust with ejector. Thus, application of an ejector nozzle can be an effective modification for micro-turbojets.

It is known, that one of the major processes, influencing ejector nozzle thrust, is the flow mixing. In case of incomplete mixing, as a rule, the thrust decreases. Length of a cylindrical ejector,

required for complete mixing of the flows, is too large. As the increase of ejector shroud length unfavorably influences weight and hydraulic drag; it is necessary to optimize the length, and also to search methods and devices, which can intensify mixing of the flows.

Some authors proposed application of low-loss, forced mixer lobes in ejector design. They reported more than 100 % increase in both pumping ratio and thrust augmentation comparing to conventional ejector designs, as well that the forced mixer lobes resulted in nearly complete mixing in very short ejector duct lengths and allowed the use of large diffuser angles (thus giving short length and low friction losses) without resulting in stall (because the lobes generated large-scale streamwise vorticity in the ejector mixing duct, which cause the primary and secondary flows to mix rapidly with low loss); in addition, a velocity profile is created at the diffuser inlet, with high velocities near the diverging walls, which allows high expansion ratios.

Literature analysis showed that, the large-scale secondary flows, but not viscous diffusion, are the key to low-loss efficient mixing. The forced mixer lobes use the third dimension to initiate large-scale streamwise vorticity. These vortices rapidly stir the nozzle and external flows together, dramatically increasing the interfacial contact area between the streams, using convective rather than shear mixing, and therefore providing the enhanced mixing to occur. Such convective mixing is rapid and more efficient than shear mixing. The lobe contour shape is the key to generate these low-loss, large-scale (stirring) vortices. Forced mixer ejectors, on the other hand, have been shown to be capable of pumping near-ideal levels of secondary flow with shroud lengths on the order of 1-2 mixing duct diameters. This translates into a significant weight and material savings for aircraft implementation.

Conclusions:

1. Thrust augmenting ejectors were studied by analytical methods, 1D, 2D and 3D numerical simulation methods, as well as by experimental methods, and the results were published in numerous papers. However, results presented in the literature are often contradictory (thus, there is a big divergence between the theoretical estimations of thrust augmentation ratio for low speeds (near 4.0) and its experimental values (below 1.1)). It is caused by presence of great number of factors, influencing on the flow interaction within an ejector and, particularly, on the thrust generation; consequently, theoretical investigations are based on different initial assumptions and leaded to different results. Within considered sources, it was not succeed to find any logically expounded designing method of thrust augmenting ejectors for UAV turbojets. Thus, development of this method is an urgent problem.

2. The literature analysis showed that one of the major processes, influencing ejector nozzle thrust, is the flow mixing. There is a lot of publications devoted to both experimental and CFD investigations of lobed mixers, which indicates that, significant thrust augmentation increase can be realized due to their application into ejector nozzles. The level of gain depends on the trade-offs between the degree of mixing of the two streams and the viscous losses incurred in the mixing process.

3. When using lobed mixers, large-scale secondary flows, not viscous diffusion, are the key to low-loss efficient mixing. There are three mechanisms responsible for the generation of transversal flow within the lobes themselves (the first one is due to the basic turning of the fan and core streams in opposite radial directions; the second mechanism is "horseshoe" vorticity; and the third mechanism is "passage" vorticity).

4. Features of geometric shape and flow nature at mixing of the flows within lobe mixers, and also the fact, that at a reasonable length of turbojet ejector nozzle, it is not possible to provide complete flow mixing inside it, stipulate the necessity of numerical study of the processes in lobe mixers and corresponding ejector nozzles using 3D numerical methods.

5. There is also a numerous literature as for investigation of ejectors from various branches of engineering. But all models described there use an assumption that, the kinetic energy of the primary and secondary flows at the inlets and the mixing flow at the outlet are negligible, which makes impossible to use them for thrust-augmenting ejector nozzles. Thus, only some elements of the models can be applied.

6. In numerous CFD investigations of industrial ejectors, different authors gave preference to different turbulence models, thus, there is a necessity in numerical experiments to select both reasonable turbulence model and reasonable mesh parameters for problems of specific class.

УДК 621.44.533.697

А.М. Карпенко

ОГЛЯД МЕТОДІВ CFD АНАЛІЗУ ТЕМПЕРАТУРНОЇ СЕПАРАЦІЇ ПОТОКУ У ВИХРОВІЙ ТРУБІ РАНКА-ГІЛЬША

Основна мета цієї статті - представити узагальнений огляд методів, що використовуються для чисельного аналізу процесу сепарації потоку за повною температурою у вихрових трубах Ранка-Гільша за допомогою обчислювальної гідродинаміки (CFD). Основну увагу приділено дослідженням, які підтверджуються експериментальними даними і оцінюються авторами як такі, що добре узгоджуються з експериментальними результатами. В публікації представлений короткий вступ до предмету дослідження, після чого подано стислу ретроспективу попередніх напрацювань та пов'язаних з ними викликів. Представлено узагальнені тенденції в чисельному аналізі вихрових труб. Висновки сформульовано на основі найновіших, а також проаналізованих раніше опублікованих результатів CFD досліджень.

Дослідники течій у вихрових трубах зазвичай використовують як тривимірні, так і двовимірні осесиметричні моделі. При чому автори неодноразово робили висновок, що жодна з доступних моделей турбулентності не може бути реалізована для точного представлення складної динаміки рідини усередині вихрової труби. Незважаючи на це, для моделювання турбулентних явищ часто успішно застосовують стандартну модель турбулентності k-ε, яку можна розглядати як базову модель для оцінки характеристик вихрових труб. Ця модель хоч і не позбавлена недоліків, однак за її допомогою може бути отримано досить точне узагальнене уявлення про розподіл ключових параметрів у закрученому потоці вихрової труби із задовільною точністю і без необхідності додаткового калібрування моделі.

Більшість розглянутих моделей турбулентності занижують (різною мірою у кожному окремому випадку) рівень сепарації потоку за повною температурою у вихровій трубі Ранка-Гільша. Підвищення точності розрахунків температурної сепарації можливе за допомогою більш складних моделей, наприклад, вихророзв'язуючих моделей LES. Але ці моделі, через свою вимогливість до обчислюваних ресурсів та часу необхідного для розрахунків, все ще не є щоденним інструментом інженерів-проєктувальників.

Для повного та достовірного моделювання течії у вихровій трубі сьогодні, як і раніше, потрібна більш точна (за існуючі) модель турбулентності.

UDC 621

D. Dolmatov

IMPACT OF STATIONARY AND TRANSIENT FACTORS ON THE FORMATION OF NOX IN STIMULATED FLAMES

The structure of electrochemically stimulated hydrocarbon flames was studied through numerical and physical research. There were discovered several previously unknown peculiarities of reacting flow in the presence of abnormal amount of excited radicals of OH and CH2O in middle-range excitation series. According to newly obtained data of rapid reactions between excited radicals and hydrocarbon molecules, the oscillation of temperature field with frequencies between 360 and 820 Hz occurs in the temperature range between 1650 and 1950K. However, for the temperature range above 2100K the transient effects caused by named radicals don't lead to regular temperature oscillations, producing the non-linear non-stationary effects instead. The acceleration of flame speed in the temperature range 1650 – 1950K was studied by spectroscopy methods. Some significant divergence in the scale range 250 μm – 1.5 mm for temperature fields and flow speed were discovered, which have an impact on the temperature field in the primary zone and NOx generation mechanisms. The studied effects are important for better understanding of detailed chemical kinetics of high temperature combustion and development of low emission, high temperature combustion chambers.

UDC 621

D. Dolmatov

NUMERICAL AND NATURAL STUDIES OF HIGH TEMPERATURE PRIMARY ZONE MICROSTRUCTURE

The article belongs to thorough research of detailed chemical kinetics in the high temperature primary zone (2000 – 2500K) of pressurized (10 – 20 bar) flames. The main purpose of the work is an obtaining of crucial data on the micro scale kinetics effects (in range 1 – 50 μm) and their impact on the larger flow parts. According to numerical modeling results, the H radicals in the zones with temperature above 2200K and rich atomic oxygen behaves very differently due to switch of the most preferable oxidation mechanism and increasing recombination reactions probability for components with excited oxygen – carbon bond(s). During physical experiments with two-peaks H2O temperature validation, there was performed the refining of the rate-determining basis for final stages of several oxidation mechanisms. Obtained knowledge is valuable for high performance mathematical modeling of flame structure and enhancing of high temperature combustion.

УДК 532.5:536.2:519.6

С.Ю. Свєженцев

CFD-МОДЕЛЮВАННЯ ПОТОКУ ПОВІТРЯ В ЗАЗОРІ МІЖ ЦИЛІНДРАМИ

CFD-моделювання потоку повітря в зазорі між циліндрами, застосовне до валів газотурбінних двигунів (ГТД), є важливим інструментом для аналізу аеродинамічних і теплових характеристик, які впливають на ефективність і довговічність компонентів. Для моделювання потоку повітря в зазорі між циліндрами, що імітують вали ГТД, насамперед визначається задача: досліджується рух повітря в тонкому кільцевому зазорі між обертовим валом і нерухомим корпусом або між двома циліндричними поверхнями, що обертаються з різними швидкостями. Основна мета — оцінити розподіл швидкості, тиску, турбулентності та теплопередачі, щоб оптимізувати охолодження, зменшити аеродинамічні втрати та запобігти перегріву або зносу поверхонь валів. Це особливо важливо для ГТД, де високі температури та швидкості обертання створюють складні умови експлуатації.

Геометрична модель відтворює реальну конструкцію валу ГТД, враховуючи діаметри циліндрів, ширину зазору (зазвичай від кількох мікронів до міліметрів), довжину ділянки та можливі геометричні особливості, такі як канавки чи нерівності. Критичним аспектом є створення обчислювальної сітки. У вузькому зазорі між валом і корпусом потрібна надзвичайно дрібна сітка, особливо поблизу стінок, щоб точно відтворити примежовий шар і ефекти обертання. Залежно від складності потоку, можуть застосовуватися різні моделі турбулентності, наприклад, k-ε, k-ω або навіть LES для детального аналізу вихрових структур.

Важливим етапом є встановлення граничних умов: на вході задається швидкість повітря або масова витрата, на виході — атмосферний тиск, а на стінках циліндрів — умови прилипання та, за необхідності, теплові потоки чи шорсткість поверхні. Для числових розрахунків використовуються комерційні програмні пакети, такі як ANSYS Fluent, COMSOL або відкритий OpenFOAM.

Дана робота присвячена дослідженню CFD-моделювання потоку повітря між циліндрами на прикладі простих моделей. Отримані результати сприятимуть проведенню розрахунків для складніших моделей. Такі моделі включатимуть моделювання зазору між валом газотурбінного двигуна (ГТД) та опорою підшипника з урахуванням змін граничних умов теплообміну в мастильній порожнині опори. Подальші дослідження дозволять врахувати ці чинники під час моніторингу ресурсу роторів ГТД.

UDC 621

O.M. Kondratenko, V.Yu. Koloskov, H.M. Koloskova, O.P. Strokov, O.O. Lytvynenko, D.Yu. Miroshnychenko

CONSIDERATION THERMAL ENERGY AND MOTOR FUEL VAPOR EMISSIONS IN CRITERIA-BASED ASSESSMENT OF THE ECOLOGICAL SAFETY OF EXPLOITATION OF RECIPROCATING ICE OF FIRE-FIGHTING AND EMERGENCY-RESCUE EQUIPMENT IN CONDITIONS OF ARMED AGGRESSION

In the study, the purpose of which was improving the method for compatible taking into account the parameters of the emission of thermal energy and motor fuel vapor emissions from fuel tank of firefighting and emergency-resque vehicles (FERV) with reciprocating internal combustion engine (RICE) in the environment as a pollutants during the criteria-based complex assessment of the ecological safety (ES) level of the exploitation of such power plants (PP), especially taking into account the realities of the functioning of the divisions and institutions of the State Emergency Service (SES) of Ukraine and their units of FERV with RICE in conditions of armed aggression and in the perspective of the post-war reconstruction of critical infrastructure and the economy of our country. The scientific novelty of the research results is that the method for compatible taking into account the emission of thermal energy and motor fuel vapor emissions from fuel tank into the environment from PP with RICE, in particular FERV units, in a complex criteria-based assessment of the indicators of the ES level during their exploitation has been further developed. The practical significance of the research results is that the results obtained are suitable for providing a quantitative and qualitative assessment of the studied effects and developing on this basis technical solutions and organizational measures to reduce or eliminate them by developing an appropriate environmental protection technology (EPT) with executive devices on the methodological basis of the ES management system (ESMS).

References

1. Kondratenko O., Koloskov V., Koloskova H., Lytvynenko O. (2025) Determination of quantitative and qualitative aspects of environmental pollution by thermal energy from power plants with reciprocating internal combustion engines. Technogenic and ecological safety, 17(1/2025), 18–31. doi: 10.52363/2522-1892.2025.1.2.

2. Accounting the emissions of engine fuel vapors in the criteria-based assessment of the ecological safety level of power plants with reciprocating ICE exploitation process / O.M. Kondratenko, V.A. Andronov, T.R. Polishchuk, N.D. Kasionkina, V.A. Krasnov // Двигуни внутрішнього згоряння. – 2022. – № 1. – С. 40–50. – DOI: 10.20998/0419-8719.2022.1.06.

УДК 621.436:629.128.6:656.6

В.І. Заложж

МЕТОДИ ДІАГНОСТУВАННЯ СУДНОВИХ ДИЗЕЛІВ ЗА ПАРАМЕТРАМИ РОБОЧОГО ПРОЦЕСУ В РЕАЛЬНОМУ ЧАСІ

Паливна економічність та екологічні характеристики суднових дизелів знаходяться в прямій залежності від технічного стану агрегату та регулювальних параметрів підсистем, що забезпечують формування робочого процесу. Суднові дизельні установки генерують тепловий, шумовий та хімічний вплив на навколишнє середовище, а їхні інтегральні показники роботи визначаються головним чином характером протікання процесів у робочих циліндрах. Визначальний вплив на ефективність робочого процесу здійснюють паливна апаратура високого

тиску, механізм газорозподілу та технічний стан циліндро-поршневої групи. Відтак, для досягнення оптимальних параметрів робочого процесу в циліндрах суднових дизелів необхідне забезпечення можливості діагностики характеристик цих систем у реальному часі, тобто саме під час експлуатації двигуна.

В роботі представлено методологію параметричної діагностики суднових двигунів у режимі реального часу з використанням сучасних цифрових технологій. Розроблена система здійснює комплексний аналіз індикаторних параметрів робочого процесу та обчислює критерії варіативності робочих циклів дизельних двигунів. Система діагностики в реальному часі дозволить виконувати оптимальне налаштування відповідних механізмів і контролювати результат їх налаштування під час експлуатації. У розробленій системі використовується комбінація датчика тиску газів у робочому циліндрі та віброакустичного датчика, що розширює можливості діагностики суднових дизелів в умовах експлуатації. Таке рішення дозволяє діагностувати систему впорскування палива, механізм керування газорозподільними клапанами, а також деякі інші системи двигуна. Фіксуючи та опрацьовуючи сигнали тиску в циліндрі протягом декількох послідовних робочих циклів, система діагностики в реальному часі може виявляти та чисельно оцінювати відмінності у параметрах процесів на ділянках стиснення та згоряння.

Порівняльний аналіз вібродіаграм в режимі реального часу на ділянках стиснення дає змогу виявляти та оцінювати варіативність роботи клапанного механізму. Аналогічно, порівняння вібродіаграм на ділянках згоряння палива дозволяє діагностувати нестабільність функціонування паливної апаратури високого тиску. В роботі розглянуто критерії варіативності роботи двигуна, які можуть бути розраховані в режимі реального часу за діаграмами тиску та вібрації.

Також розглянуто методи експрес-оцінки стабільності функціонування основних систем двигуна шляхом діагностики та аналізу низки послідовних робочих циклів. Для оцінки варіативності роботи двигуна використовується дисперсійна оцінка відхилень основних параметрів. Для комплексної оцінки стабільності роботи двигуна в реальному часі запропоновано критерій *СІІ* (індекс нерегулярності циклу). Обґрунтовано критерії оцінки циклової варіативності вібродіаграм впорскування палива та роботи газорозподільних клапанів, що використовують дисперсійний аналіз фаз фронтів вібродіаграм впорскування палива та закриття клапанів.

Викладені у роботі методи дозволять аналізувати варіативність робочих циклів, а також виконувати налаштування систем двигуна та контролювати результат під час експлуатації.

УДК 621.43.03

Д.К. Ободець, С.С. Кравченко

УДОСКОНАЛЕННЯ ЕФЕКТИВНИХ ТА ЕКСПЛУАТАЦІЙНИХ ПОКАЗНИКІВ ДВОТАКТНОГО ДВИГУНА БПЛА

У межах дослідження, спрямованого на підвищення ефективних та експлуатаційних характеристик двотактного двигуна БПЛА з кривошипно-камерною продувкою, проаналізовано основні напрями вдосконалення зазначених показників. Розглянуто та обґрунтовано методи розрахунку необхідної кількості палива, а також розроблено структурну й функціональну схеми електронного блоку керування впорскуванням палива.

На основі отриманих результатів створено макетний зразок електронної системи керування впорскуванням палива та безмоторний випробувальний стенд для її дослідження. Проведено експериментальні дослідження роботи системи впорскування, зокрема – знято та проаналізовано осцилограми струму й напруги паливної форсунки.

Практичне значення одержаних результатів полягає в покращенні процесу сумішоутворення, зниженні витрати палива, поліпшенні пускових характеристик, а також у вирішенні

проблеми обмерзання впускного тракту двотактного двигуна. У сукупності це сприяє збільшенню тривалості польоту БПЛА та зменшенню залежності його експлуатації від зовнішніх умов. Крім того, напрацьовані технічні рішення як у програмній, так і в апаратній частині можуть бути використані при подальшій розробці системи безпосереднього впорскування палива, що має значний потенціал для підвищення ефективності роботи двигуна.

Дослідження виконано за грантової підтримки Національного фонду досліджень України в рамках проєкту 2023.04/0124 «Поліпшення тактико-технічних характеристик вітчизняних БПЛА шляхом розробки авіаційного двигуна з перспективними показниками питомої потужності». The research was carried out with the grant support of the National Research Foundation of Ukraine within the framework of the project 2023.04/0124 "Improving the tactical and technical characteristics of domestic UAVs by developing an aircraft engine with promising specific power indicators".

References

1. Blair G. Design and simulation of two-stroke engines. Pennsylvania: SAE; 1994.

2. Heywood JB. Internal combustion engine fundamentals. New York: McGraw-Hill; 1988.

3. Wang, Yixuan, Shi, Yan, Cai, Maolin, Xu, Weiqing, Zhang, Jian, Zhong, Wei, Wang, Na, Optimization of Fuel Injection Control System of Two-Stroke Aeroengine of UAV, Complexity, 2020, 8921320, 12 pages, 2020. https://doi.org/10.1155/2020/8921320

4. Darwin R.B Syaka1. Design and Experiment of a Prototype Electronic Control Unit Direct Injection Fuel System Arduino-Based for 2-stroke Spark Ignition Engine. \\ Darwin R.B Syaka1, Ade Tiya Purwoko, Sopiyan \\ Automotive Experiences – 2022. – p. 49–56. https://doi.org/10.31603/ae.5472

5. Mahdi Darzi, Derek Johnson, Chris Ulishney, Nigel Clark. Low pressure direct injection strategies effect on a small SI natural gas two-stroke engine’s energy distribution and emissions. Applied Energy Volume 230, 15 November 2018, Pages 1585-1602

6. Więcławski K, Mączak J, Szczurowski K. Electric current characteristics of the injector generating fuel doses. Diagnostyka. 2018;19(4):59-64. https://doi.org/10.29354/diag/97225.

УДК 621.432.4

А.Г. Лал, С.С. Кравченко

ДВИГУН БПЛА ІЗ ПЕРСПЕКТИВНИМИ ПОКАЗНИКАМИ ПИТОМОЇ ПОТУЖНОСТІ

Концепція проєкту полягає у створенні та швидкому впровадженні у виробництво універсальної двотактної поршневої установки для авіації - легкої, надлегкої та БПЛА, у тому числі боєприпасу, що баражує. Переваги даної розробки перед аналогами – високий рівень форсування при меншій собівартості, можливість швидкого налагодження виробництва за вже випробуваною технологією. Висока питома потужність (2,55 кВт/кг) дозволяє реалізувати більші максимальну та крейсерську швидкість польоту, радіус дії, корисне навантаження, стійкість до несприятливих погодних умов. Енергетична установка об’єднує в собі використання легких сплавів для полегшення конструкції, а також сучасні системи впуску та керуванням впорскування палива, що значно покращує економічність двигуна та ТТХ в цілому. Таким чином ефективна витрата палива зменшена на 12% у порівнянні із найближчим аналогом, що досягається за рахунок оптимізації впускної системи – використанню системи розподіленого впорскування палива та зворотного клапану, що запобігає втраті значної частини свіжого заряду. Вагомою перевагою є дешевизна поршневого двигуна, що особливо важливо з точки зору економічної та комерційної доцільності при виготовленні БПЛА оперативно-тактичного рівня..

References

1. Obodets, D.K. Modern Trends in the Development of Unmanned Aerial Vehicle Engines. Aviation and Space Technology. 2024; No. 5(199): 27–38.

2. Wang Y, Shi Y, Cai M, Xu W, Zhang J, Zhong W. Optimization of Fuel Injection Control System of Two-StrokeAeroengine of UAV. Complexity. 2020, 8921320. https://doi.org/10.1155/2020/8921320.

3. Darwin R.B Syaka1, Ade Tiya Purwoko, Sopiyan. Design and Experiment of a Prototype Electronic Control Unit Direct Injection Fuel System Arduino-Based for 2-stroke Spark Ignition Engine. Automotive Experiences. 2022; 5(1):49–56. https://doi.org/10.31603/ae.5472

УДК 621.43

С.Ж. Боду, А.В. Новошицький, О.П. Шумілов, В.А. Поліщук

ВПЛИВ ТЕХНОЛОГІЧНОЇ СПАДКОВОСТІ НА ЕКСПЛУАТАЦІЙНУ НАДІЙНІСТЬ ЕЛЕМЕНТІВ ПАЛИВНОЇ СИСТЕМИ

Проведено системний інженерно-науковий аналіз комплексного набору технологічних чинників, які безпосередньо визначають довговічність, працездатність та надійність елементів паливної апаратури дизельних двигунів внутрішнього згоряння. Основна увага зосереджена на отворах розпилювачів форсунок як критичних зонах, що функціонують в умовах значних температурних, гідродинамічних, механічних та хімічних навантажень.

Здійснено поглиблену оцінку впливу мікрогеометрії, шорсткості внутрішніх поверхонь, залишкових напружень, а також стану вхідних і вихідних кромок отворів на розвиток деградаційних процесів, зокрема кавітації, ерозії, коксування, втомного та термохімічного руйнування. Методологія дослідження базується на комплексному узагальненні сучасних теоретичних підходів, чисельного моделювання, експериментальних спостережень, а також аналізу реальних відмов обладнання.

Порівняно ефективність різних методів фінішної обробки: традиційних механічних (свердління, шліфування, притирання) і безконтактних (електроерозійна, електрохімічна, анодно-механічна). Доведено, що безконтактні технології забезпечують високу точність, зниження шорсткості (до $Ra \leq 0{,}02$ мкм), стабільність геометрії та мінімізацію пошкоджень поверхні.

Встановлено, що початкові дефекти, сформовані на ранніх стадіях виготовлення, не усуваються подальшими операціями та знижують надійність форсунки. Наведено кількісні дані про зміни діаметра отворів, коефіцієнта витікання пального, гідродинамічної стабільності та симетрії паливного факела в умовах реальної експлуатації.

Сформульовано рекомендації щодо оптимізації технологічного маршруту обробки, вибору матеріалів, контролю мікрорельєфу та залишкових напружень. Запропоновані рішення можуть бути впроваджені в серійне виробництво з метою підвищення ресурсу, зниження частоти відмов і забезпечення довготривалої стабільності дизельної паливної апаратури. Представлені результати мають прикладну цінність для машинобудування, а підхід може бути адаптований до інших типів високонавантажених елементів.

УДК 621.74.043.06

Л.П. Клименко, О.Ф. Прищепов, О.В. Щесюк, В.І. Андрєєв

МОДЕРНІЗАЦІЯ МОБІЛЬНИХ ДІЗЕЛЬНИХ ГЕНЕРАТОРНИХ УСТАНОВОК

Дизельні генераторні установки (ДГУ) – це комбінація дизельного двигуна внутрішнього згоряння (ДВЗ) та електрогенератора. ДГУ використовуються як резервне (іноді, як основне) джерело живлення в промисловості та побуті. Генератори включаються за відсутності електроенергії або компенсують пікові потреби. Під час воєнного стану в Україні для безперервної роботи об’єктів при масових блекаутах повсюдно встановлювалися аварійні ДГ. Процес насичення українського ринку генераторами (особливо малопотужними для побутового та комерційного використання в малому і середньому бізнесі) відбувався високими темпами та

різноманітнішими моделями. Виробників деяких зразків вже не можливо знайти на сучасному ринку. Відповідно, є проблеми з запчастинами, обслуговуванням, обміном. Отже, процес виведення з експлуатації таких ДГ передбачає, що частина буде безповоротно утилізована на металобрухт, а частину можливо перетворити на пристрої різнопланового цільового призначення на основі базового ДВЗ

На кафедрі Автоматизації та комп'ютерно-інтегрованих технологій Чорноморського національного університету імені Петра Могили (м. Миколаїв) затверджено науковий напрям досліджень з моделювання, проєктування та діагностування електроніки і комп'ютеризованих систем, де проводяться технічні розвідки з удосконалення систем автоматизації двигунів та модернізації дизель-генераторної техніки, з метою розширення спектра практичних робіт та навичок здобувачів фахової освіти.

Окремим питанням таких досліджень постає завдання подальшого поводження з мобільними дизельними генераторними установками, що не відпрацювали свій ресурс, є працездатними, але виведеними з експлуатації за непотрібністю (відсутність блекаутів). Для такої діяльності затребувані декілька ДГУ з потужністю в діапазоні від 2 квт до 10 квт. Малопотужні ДГУ – маловартісні, компактні, мають різноманітні конструкції, зручні в ремонті та модернізації.

Перспективні напрями досліджень сконцентровані на:

- розробці автоматизованих систем для запуску/зупинки агрегатів у штатних ситуаціях та позаштатних випадках;
- підвищення рівня автоматизації в системі управління роботою ДГУ;
- розробки по зменшенню шумності та газовиділення працюючих дизельних електричних станцій;
- здійснення дистанційного запуску/управління/вимикання дизель-генераторної установки за допомогою мобільних пристроїв;
- модернізації ДГУ на основі базового ДВЗ в агрегати малої механізації для побутових потреб, присадибного, сільського господарства, бізнесу тощо.

Але треба погодитися, що ввезення та власне виробництво ДГУ доволі швидко вирішило проблему з резервною енергетикою, і утворили величезну кількість мобільних електростанцій в Україні, а процес їх заміщення, альтернативного використання та знищення розтягнеться на роки, і можливо стане окремим напрямом економічної діяльності в країні.

УДК 629.5:621.436

Б.Г. Тимошевський, М.Р. Ткач, О.М. Попов

ПОКАЗНИКИ ДВЗ ПРИ РОБОТІ НА АЛЬТЕРНАТИВНОМУ ПАЛИВІ З ПОЛІМЕРНИХ ВІДХОДІВ

Використання альтернативних моторних палив є одним з шляхів вирішення проблеми забезпечення енергетичними ресурсами транспорту та стаціонарної енергетики. Однією з можливих видів сировини є відходи термопластичних полімерів. Загальна кількість полімерних відходів, що утворюються у світі, у 2023 році перевищила 353 мільйони тонн. Водночас, понад 0,5 відсотка від їх загальної кількості потрапляє у водне середовище морів та океанів. Одним із перспективних напрямків переробки пластикових відходів є переробка на штучне рідке паливо, показники якості якого дозволяють використовувати його в дизельних та газотурбінних двигунах. Раціонально впроваджувати технології переробки відходів полімерів на паливо в електростанціях з термохімічною рекуперацією тепла аналогічним чином. Полімерна сировина має декілька суттєвих переваг перед нафтою: практична відсутність сірки, ванадію, важких вуглеводнів, смол, нафтенових кислот та низки інших небажаних компонентів. Розглянуто основні моторні властивості альтернативних палив, отриманих з відходів переробки термопластичних полімерів аналогічні ДСТУ 7687:2015 та ДСТУ 7688:2015, а також структурно-

груповий та гомологічний склад бензинової фракції та її хромато-мас-спектрограма. Встановлено, що шляхом вибору раціональної схеми технологічного процесу переробки, очищення можна отримати бензинове, дизельне, важке дизельне та котельне паливо. Встановлено, що шляхом вибору раціональних параметрів процесу переробки є можливість налаштовувати обладнання з метою отримання переважної кількості певного продукту (дизельної або бензинової фракцій). Показано, що їх технохімічні властивості дозволяють використовувати ці палива в теплових двигунах без суттєвих змін двигуна та паливної системи. Наведено принципову технологічну схему процесу отримання альтернативного палива з пластикових відходів, основні моторні властивості та вихід товарного палива. Визначено, що властивості такого альтернативного палива за відповідних технологічних параметрів можуть бути дуже близькими до стандартних палив. Виконано порівняння індикаторних діаграм двигуна 6ЧН12/14 при роботі на стандартному та альтернативному дизельному паливі. Визначено, що використання альтернативного палива у порівнянні з роботою на дизельному паливі згідно ДСТУ 7688:2015 призводить до наступної зміни значень параметрів ДВЗ в залежності від величини навантаження: рівень тиску в циліндрі двигуна на 13%...2%, питома ефективна витрата палива 0,4%...1,0%, вміст монооксиду вуглецю (CO) до 1,0% та оксидів азоту (NO_x) 10%...7% у випускних газах, а також швидкість зростання тиску dP/dφ в циліндрі 9%...5% Показано, що використання зазначеного альтернативного палива не потребує суттєвих змін в конструкції двигуна та для досягнення прийнятних показників можна обмежитися відповідним налаштуванням паливної апаратури. Для зменшення негативного впливу зазначених факторів на робочі показники двигуна необхідно регулювати кут випередження подачі палива залежно від технохімічних властивостей альтернативного дизельного палива. Це дозволить забезпечити тривалу роботу двигуна на альтернативному паливі зі зниженим цетановим числом при задовільній питомій витраті палива. Тому, на наш погляд, можна сподіватися на достатньо ефективне використання такого палива з енергетичної та екологічної точки зору.

УДК 531

М.Р. Ткач, Ю.М. Галинкін, Ю.Г. Золотий, А.А. Монахов,
В.В. Нестеренко, А.С. Познанський

ДИНАМІЧНА МІЦНІСТЬ ТРУБЧАТОЇ ДЕТАЛІ З ОТВОРАМИ

Форми власних коливань та відповідні їм частоти належать до важливих параметрів динамічної міцності конструкцій, оскільки їх визначення дає змогу формувати обґрунтовані рекомендації щодо безпечних умов експлуатації досліджуваних елементів. Аналіз цих характеристик дозволяє не лише виявляти потенційно небезпечні ділянки конструкції, що піддаються впливу динамічних навантажень, а й здійснювати точні розрахунки на міцність з урахуванням реальних умов роботи. Форми власних коливань є також основою для проведення модальних та гармонічних аналізів, які застосовуються в машинобудуванні та суміжних галузях. У межах даної роботи особливу увагу приділено визначенню параметрів динамічної міцності конструктивного елемента, що входить до складу системи шумозменшення дизельного двигуна внутрішнього згоряння.

Об’єктом дослідження виступає металева циліндрична деталь з зовнішнім діаметром 117 мм, у стінках якої виконано вісім отворів діаметром по 21,6 мм. Висота циліндра дорівнює 86 мм, а товщина стінки — 2,48 мм. Отвори розміщені у два ряди, по чотири в кожному, рівновіддалено по колу, з кутовим зміщенням між рядами на 45˚, що створює специфічну симетрію конструкції. Для виявлення форм власних коливань побудовано тривимірну віртуальну модель в середовищі SolidWorks, на базі якої здійснено чисельне моделювання. Отримані результати порівняно з даними фізичного експерименту, проведеного за допомогою методу реального часу спеклінтерферометрії. Цей метод, а також оптичне обладнання, за допомогою

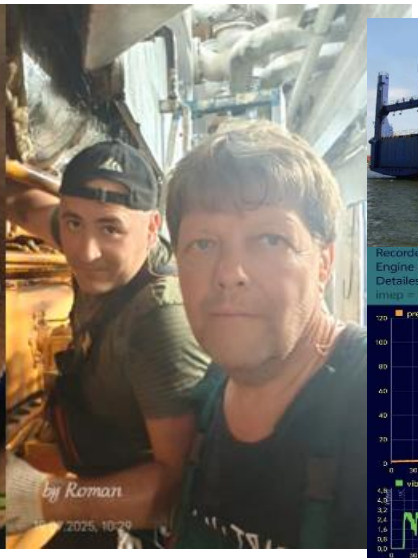
якого проводилися вимірювання, захищені патентами України, що свідчить про його інноваційність та наукову новизну. В діапазоні частот 0...7 кГц було визначено 12 форм власних коливань.

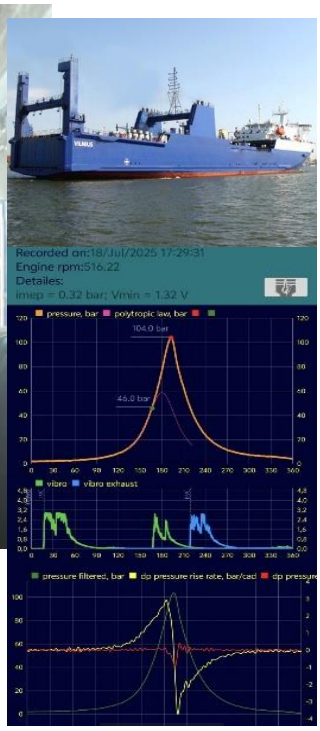
Порівняльний аналіз розрахункових і експериментальних результатів засвідчив високу точність моделі: середньоквадратичне відхилення становило лише 0,14 %, що підтверджує коректність проведених розрахунків. Під час аналізу форм власних коливань встановлено, що кількість пар осьових (медіальних) ліній у межах досліджуваного діапазону частот змінюється від 2 до 6, а колових (нормальних) — від 0 до 2. Окрім модального аналізу, досліджено розподіл напружень та переміщень у тілі циліндра при дії як статичних, так і динамічних навантажень. При прикладанні рівномірно розподіленого тиску величиною 1 МПа на внутрішню поверхню циліндра напруження за критерієм фон Мізеса досягають 112 МПа (вузол № 16796). З урахуванням динамічної складової напруження збільшуються до 609 МПа на тій самій ділянці при частоті 2910 Гц. Максимальні переміщення в напрямку, перпендикулярному осі обертання, становлять 0,02 мм за статичних умов та 0,44 мм при динамічному навантаженні (вузол № 8969), що дозволяє оцінити жорсткість та стійкість елемента при реальній роботі.

УДК 621

Р.А. Варбанець

РЕЙСОВІ ВИПРОБУВАННЯ НОВОЇ СИСТЕМИ ДІАГОСТУВАННЯ СУДНОВИХ ДИЗЕЛІВ DEPAS 5.0W





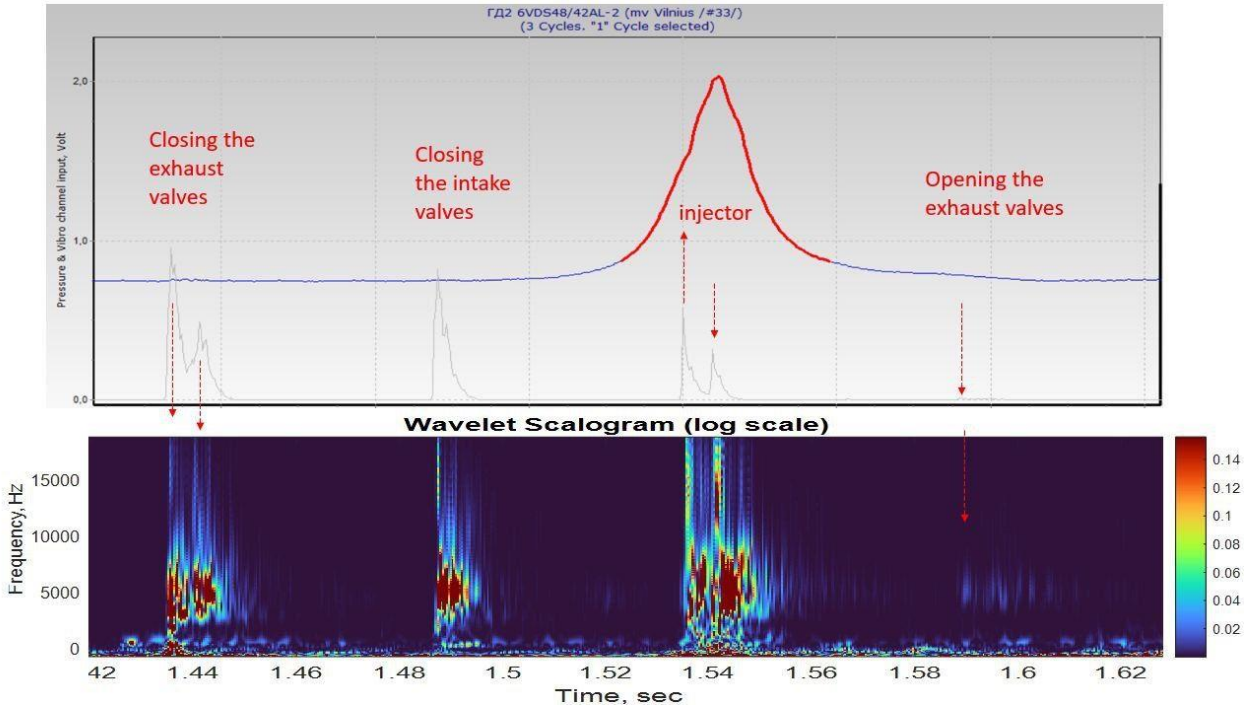
У липні 2025 року на теплоході «Вільнюс» компанії УКРФЕРРІ проведено випробування нової системи діагностування морських дизелів DEPAS 5.0W. Це наступник лінійки DEPAS 4.0, 3.2 та 2.0, створеної на кафедрі СЕУіТЕ Одеського національного морського університету. На відміну від версій 4.0 і 3.2, система 5.0W працює в режимі реального часу. За ідеологією вона близька до ранньої DOS-версії 2.0, але передача даних від датчиків тепер здійснюється через Bluetooth, а не кабелем. Це спрощує роботу в умовах машинного відділення, підвищує надійність і суттєво зменшує загальну масу комплексу. 5.0W — це по-справжньому портативна діагностична система.Її загальна маса разом із датчиками становить близько 0.5 кг, при цьому функціональність суттєво розширено порівняно з попередніми версіями DEPAS та наявними зарубіжними аналогами (IMES, Doctor, Premet, Maline, MarPrime).

Ключова відмінність 5.0W — розширений набір параметрів, що обчислюються в реальному часі. Окрім базових показників робочого процесу (IMEP, IP, Pmax, Pcomp тощо), система визначає фактичні фази паливоподачі та газорозподілу. Для цього використано вдосконалений віброакустичний сенсор. Рівень шуму при аналізі віброакустики знижено більш як утричі порівняно з попередніми реалізаціями. Завдяки цьому точніше фіксуються моменти упорскування палива, робота клапанного механізму та діагностується технічний стан вузлів.

В системі 5.0W використано новий алгоритм аналітичної синхронізації даних, якій працює в умовах невизначеності тиску наддувочного повітря та дійсного ступеню стиснення в циліндрі. Сучасні електронні 2-тактні головні малообертові двигуни, а також деякі сучасні 4-тактні двигуни працюють зі змінним дійсним ступенем стиснення в циліндрах, тому новий алгоритм має суттєве значення.

У версії 5.0W вперше реалізовано оцінювання стабільності робочих циклів. Застосовано модифікований коефіцієнт варіації COV та інтегральний індекс нерегулярності CII (Cycle Irregularity Index). Аналіз цих критеріїв у реальному часі дозволяє оперативно виявляти відхилення в роботі систем паливоподачі та газорозподілу. Додатково в 5.0W опційно впроваджено вейвлет-аналіз вібрації кришки циліндра. Візуально висвітлюється кореляція вібрації з процесами упорскування та згоряння палива, та з роботою клапанного механізму. Такий підхід підвищує інформативність діагностики, та створює базу для впровадження методів машинного інтелекту.

Розробка 5.0W тривала понад рік. Попередні випробування виконано в лабораторії кафедри СЕСК (СЕУіТЕ) на двигунах 4Ч17,5/24, 6ЧН25/34 та Weichai (Deutz 226). Після виготовлення двох дослідних зразків проведено рейсову експериментальну діагностику головних і допоміжних двигунів NVD48 та Wärtsilä 6L20. Отримані дані дали змогу екіпажу автоматично сформувати регулярний Performance Analysis Report, оперативно усунути виявлені дефекти і оптимізувати роботу енергетичної установки судна.



КОНСТРУКЦІЯ ТА МІЦНІСТЬ

УДК 629.7.023:539.421(045)

С.Р. Ігнатович, І.І. Джавадова

НАПРАЦЮВАННЯ ПАНЕЛЬНИХ КОНСТРУКЦІЙ ОБШИВКИ ЛІТАКА ПРИ НАЯВНОСТІ ВТОМНИХ ТРІЩИН

Проектування сучасних повітряних суден передбачає відповідність їх безпечної експлуатації вимогам концепції допустимості пошкоджень. Ця концепція є найбільш ефективною для досягнення експлуатаційної безпеки конструкції і базується на своєчасному виявленні та моніторингу пошкоджень. Для втомного пошкодження ключовою задачею є визначення напрацювання конструкцій з втомною тріщиною від її початкового розміру до критичної довжини.

Для прогнозування циклічного напрацювання листових конструкцій обшивки літака з втомною тріщиною пропонується модель, яка побудована на базі степеневого закону Переса і описує випадковий ріст тріщини. Аналіз емпіричних даних з літературних джерел показав, що для широкої номенклатури конструкційних алюмінієвих сплавів існує залежності між коефіцієнтами C і m цього закону, а саме – значення logC лінійно зменшується зі зростанням m. При цьому дані багатьох досліджень кінетики втомного руйнування, в яких визначалися коефіцієнти закону Періса, показують певну інваріантність такої залежності по відношенню до типу матеріалу, а також методичних аспектів випробувань – конструкції зразків, режимів навантаження, способів визначення коефіцієнта інтенсивності напруження та інше. Точки, що відповідають даним багатьох міжлабораторних досліджень кінетики росту тріщин і які взяті з багатьох літературних джерел, утворюють загальну залежність між коефіцієнтами закону Періса з достатньо високим рівнем кореляції. На основі цього запропонована модель росту втомних тріщин в алюмінієвих сплавах, у якій, на відміну від рівняння Періса використовується один коефіцієнт – показник степені m. Випадковий ріст тріщини задається випадковою величиною цього коефіцієнта.

Проведено моделювання росту тріщини в листових конструкціях обшивки за умови рівномірного розподілу випадкової величини параметра m. При цьому для визначення розмаху діючого напруження використовувалися реальні геометричних параметрів фюзеляжу літака. Отримано прогнозні значення напрацювання до граничного стану – значення довжини тріщини, що відповідає в'язкості руйнування. Показано, що у якості прогнозного параметра доцільно використовувати мінімальне за величиною напрацювання серед тих значень, що відповідають випадковим величинам показника m з заданого діапазону моделювання. Для розширення можливостей прогнозування з врахуванням діючого навантаження, аналогічний числовий експеримент був проведений для різних рівнів розмаху напруження, на кожному з яких були визначені мінімальні значення напрацювання до досягнення тріщиною критичної довжини. При цьому напівдовжина початкової тріщини приймалася постійною і дорівнювала 0,003 м. Отримана залежність мінімальних значень залишкової довговічності від розмаху напруження, яка у напівлогарифмічних координатах має лінійну регресію з коефіцієнтом кореляції, що дорівнює одиниці.

УДК 539.374:620.179.1:519.61:629.7

І.І. Джавадова

ОБЧИСЛЕННЯ ДЕФОРМАЦІЙ У ДОВІЛЬНОМУ НАПРЯМКУ ЗА ДАНИМИ ТРЬОХ ДОВІЛЬНО РОЗТАШОВАНИХ ТЕНЗОРЕЗИСТОРІВ

Оцінка напружено-деформованого стану (НДС) у складних елементах авіаційних конструкцій вимагає застосування високоточних методів визначення локальних деформацій. Одним із найбільш ефективних інструментів для таких досліджень є тензометрія. Втім, під час

натурних випробувань не завжди можливо встановити класичну тензорозетку в стандартній орієнтації. Часто виникають ситуації, коли простір для монтажу обмежений, елемент має складну геометрію або один із тензорезисторів виходить з ладу. Це значно ускладнює застосування традиційних алгоритмів розрахунку компонент деформацій.

У таких випадках необхідна адаптована методика, здатна забезпечити коректне відновлення площинних компонент тензора деформацій на основі обмежених експериментальних даних. Автором запропоновано аналітичний підхід, який ґрунтується на використанні трьох окремих тензорезисторів, розміщених під довільними кутами один до одного. Метод базується на математичних залежностях між орієнтацією тензоелементів і компонентами тензора деформацій ε_x, ε_y, γ_{xy}. Побудована система лінійних рівнянь дає змогу розв'язати обернену задачу й отримати повну картину НДС у площині.

Практична реалізація методики здійснена на прикладі алюмінієвої пластини з тензорезисторами, розміщеними під довільними кутами. Проведено натурні випробування та чисельне моделювання методом скінченних елементів у середовищі Abaqus. Результати демонструють високу точність — розбіжність між аналітичними, чисельним та експериментальними даними не перевищує 1,5%. Це підтверджує ефективність запропонованого підходу у складних практичних умовах.

Методика є універсальною для різних типів конструкцій, її можна застосовувати у зонах з невизначеним напрямком головних деформацій, при обмеженому доступі до об'єкта дослідження або при частковій відмові тензоканалів. Також метод добре інтегрується в бортові системи моніторингу технічного стану літальних апаратів, підвищуючи надійність експлуатації авіаційної техніки. Отримані результати можуть бути основою для подальшого вдосконалення експериментальних підходів у галузі тензометрії та чисельного аналізу НДС.

УДК 539.3:620.1:519.61

С.Р. Ігнатович, О.І. Семенець, І.І. Джавадова

ВПЛИВ МОДУЛЯ ЮНГА ТА КОЕФІЦІЄНТА ПУАССОНА НА КОМПОНЕНТИ НАПРУЖЕНО-ДЕФОРМОВАНОГО СТАНУ ПЛАСТИНИ

Пружні властивості матеріалів є визначальними при розробці та аналізі конструкції. Серед них особливе значення мають модуль Юнга E та коефіцієнт Пуассона ν. Метали зазвичай розглядаються як ізотропні матеріали з однаковими властивостями в усіх напрямках, у реальних умовах особливо для прокатних виробів, спостерігається виражена анізотропія. Вона зумовлена орієнтацією зерен матеріалу, що виникає внаслідок технологічних процесів.

У роботі досліджено вплив варіацій пружних характеристик матеріалу, зокрема модуля E та коефіцієнта ν, на компоненти напружено-деформованого стану (НДС) тонкої пластини з алюмінієвого сплаву 1163 АТВ. Методом скінченних елементів змодельовано роботу пластини розмірами 200×200×1,5 мм при дії рівномірного розтягувального навантаження. Визначено, що напруження залишаються практично незмінними при зміні модулю E та коефіцієнта ν, оскільки визначаються зовнішніми зусиллями згідно з законом Гука. Натомість деформації демонструють значну чутливість до варіацій цих параметрів, що підтверджено як аналітичними розрахунками, так і чисельними експериментами.

Окрему увагу приділено впливу орієнтації зразка відносно напрямку прокатки на механічні та пружні характеристики сплаву Д16АТ. Проведено аналіз експериментальних даних, отриманих у лабораторії Інституту проблем міцності ім. Г.С. Писаренка НАН України. Показано, що максимальні зміни границі текучості та міцності спостерігаються при орієнтації зразка під кутом 60° до напряму прокатки, де відхилення сягає 16 % та 9 % відповідно. Модуль E змінюється незначно (до 1,36 %), проте відносне подовження демонструє відхилення до 34 %.

Результати чисельного моделювання з візуалізацією у вигляді теплових діаграм відхилення деформацій підтверджують сильну залежність від змін пружних характеристик. Найбільші відхилення деформацій E11 (до 17 %) отримано при крайових значеннях модуля E (72 000 МПа) та коефіцієнта ν (0,28), що свідчить про необхідність врахування анізотропії при моделюванні конструкцій із алюмінієвих сплавів. Отримані результати мають практичне значення для інженерного аналізу та оптимізації конструкцій, що працюють у напружених умовах.

УДК 629.7.023.2: 004.89

В.І. Пасько, С.С. Юцкевич

ЗАСТОСУВАННЯ БЕЗСІТКОВИХ МЕТОДІВ В АНАЛІЗІ ЖОРСТКОСТІ КРИЛА ДЛЯ ПІДТРИМКИ АВТОМАТИЗАЦІЇ ПРОЕКТУВАННЯ БПЛА

Зараз процеси проєктування літаків та БпЛА стикаються з обчислювальними складнощами при визначені аеродинамічних та вагових характеристик й характеристик міцності. Традиційні методи обчислення (CFD, FEM) мають ключове обмеження, пов'язане із значною витратою часу та ресурсів ПК на такі обчислення. Запропоновано програмну платформу, яка поєднує безсітковий структурний аналіз із генеративною інженерією, заснованою на знаннях (KBE), та сурогатним моделюванням для автоматизованої оптимізації конструкцій крил.

Методологія використовує програмований CAD-пакет CadQuery для автоматичної генерації параметричних геометрій крил, визначення моментів інерції та об'ємів, а також виконання структурного аналізу без сітки. Аеродинамічні навантаження оцінюються через мета-моделі CFD, збережені як B-сплайни в SplineCloud, що забезпечує швидке оцінювання.

Безсітковий алгоритм чисельно інтегрує рівняння згину балок з урахуванням аеродинамічних навантажень та навантажень від мас, усуваючи потребу в сітці при збереженні точності для попереднього проєктування. KBE-модель автоматизує генерацію геометрії та аналіз для стрілоподібних крил із профілями NACA 2410, 2412, 2415, подовженням (6–9), кутами стрілоподібності (12°–18°) та розмахами (500–2500 мм). Чисельний аналіз одної моделі займає ~20 секунд на противагу годинам/дням для FEM, підвищуючи ефективність на 2–3 порядки. Мета-моделі другого порядку забезпечують субмілісекундні оцінки для ітераційної оптимізації.

Результати показують, що крила з тоншими профілями (NACA 2410) мають нижчу жорсткість, але вищу аеродинамічну якість (28.4 при надлишковій підйомній силі 200 Н та жорсткості 1.5%) порівняно з NACA 2412 (27.5) та NACA 2415 (26.7). Дані завантажено до SplineCloud для використання в MDO.

Таким чином, запропонована методологія ефективно вирішує ключові обчислювальні виклики раннього етапу проєктування БпЛА, забезпечуючи швидкий і точний аналіз без використання ресурсомістких методів FEM. Інтеграція безсіткового аналізу з KBE та програмованим CAD дозволяє автоматизувати генерацію геометрії та оцінку структурних характеристик, скорочуючи час аналізу до секунд і роблячи ітераційну оптимізацію економічно вигідною. Використання мета-моделей другого порядку забезпечує субмілісекундні оцінки, що критично для MDO з великою кількістю ітерацій. Відкритий код платформи сприяє її доступності для спільноти розробників БпЛА, а результати, збережені в SplineCloud, створюють базу для повторного використання знань. Обмеженням є застосовність до жорстких крил без урахування властивостей від аеропружності. Подальші дослідження зосереджені на валідації результатів через FEM, включенні зв'язку з аеропружністю та розширенні методології на складніші конфігурації, що підвищить її універсальність для сучасних підходів у проєкутванні БпЛА.

621.452.5

М.О. Пікуль, К.В. Балалаєва, А.В. Балалаєв, А.О. Мельченко

ЗАСТОСУВАННЯ МЕТОДУ ТОПОЛОГІЧНОЇ ОПТИМІЗАЦІЇ ДЛЯ МІНІМІЗАЦІЇ МАСОВИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЛОПАТОК ОСЬОВОГО КОМПРЕСОРА

У сучасному машинобудуванні постійно зростають вимоги до ефективності, надійності та екологічності технічних систем. Важливим завданням при розробці нових інженерних конструкцій є досягнення високих механічних і функціональних характеристик за умов мінімальної маси. Предметом дослідження є топологічна оптимізація лопатки осьового компресора авіаційного двигуна. Об'єктом дослідження є лопатка осьового компресора авіаційного газотурбінного двигуна. При дослідженні було прийнято припущення щодо спрощення форми лопатки, кути установки лопатки, хорда, аеродинамічний профіль та товщина лопатки по всій висоті не змінювались.

Метою роботи є мінімізація маси лопатки осьового компресора авіаційного двигуна шляхом топологічної оптимізації. В роботі вирішені наступні задачі: проведено топологічну оптимізацію лопатки компресора на основі результатів аеродинамічного розрахунку та розрахунку на міцність; розроблено тривимірну модель лопатки компресора з урахуванням результатів топологічної оптимізації. Дослідження проводилось методом чисельного експерименту у програмному середовищі Ansys Workbench Student. При вирішенні задачі використовувались методи CFD, FEM, Topology optimization.

Для проведення дослідження в рамках першого етапу проведено моделювання обтікання, під час другого етапу виконано розрахунок на міцність. На основі отриманих результатів на міцність виконано топологічні оптимізацію. На основі результатів топологічної оптимізації побудовано оновлену модель лопатки компресора. В роботі проведено оцінку щодо мінімізації маси лопатки осьового компресора авіаційного двигуна шляхом топологічної оптимізації. Застосування методу топологічної оптимізації дозволило зменшити масу лопатки компресора на 31,4%, при цьому отримана лопатка компресора має необхідний запас міцності, та ті ж самі аеродинамічні характеристики, як у базового варіанта лопатки компресора.

В роботі отримано нові дані щодо можливості застосування топологічної оптимізації для лопаток осьового компресора. Отримані результати дослідження можна використовувати при подальшому дослідженні перспективних компресорів та вентиляторів газотурбінних двигунів.

УДК 536.2.083

Д.В. Боровик, Ю.І. Євдокименко, Г.О. Фролов, О.Д. Колотило, О.М. Потапов, Н.І. Суєтова

РОЗРАХУНКОВО-ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНИЙ МЕТОД ВИЗНАЧЕННЯ ТЕПЛОПРОВІДНОСТІ ТЕПЛОІЗОЛЯЦІЙНИХ МАТЕРІАЛІВ ПРИ ВИСОКИХ ТЕМПЕРАТУРАХ

У роботі досліджено теплофізичні характеристики теплоізоляційних матеріалів (TIM) при високих температурах розрахунково-експериментальним методом. Особлива увага приділена вдосконаленню методик визначення теплопровідності, що застосовується в авіаційній та космічній галузях. Значення теплоємності отримані шляхом аналізу літературних джерел та паспортних даних. Показники теплопровідності встановлені на основі цих відомостей із залученням власних експериментальних вимірювань авторів роботи та математичного моделювання процесу переносу енергії.

Експеримент проводився із зразками ZYF-150 та NAB, які мають волокнисту пористу структуру з можливістю змінювати форму та об'єм. Волокна ZYF-150 складаються зі стабілізованого оксиду цирконію (YSZ), де рівень стабілізації ZrO_2 залежить від концентрації Y_2O_3 у складі. Волокна NAB виготовлені з муліту та оксиду алюмінію (Al_2O_3). Зразки нагрівалися

струменем пропан-кисневого пальника, а тепло передавалося через прокладку з вуглець-вуглецевого композиційного матеріалу (ВВКМ), який захищав їх від механічного впливу полум'я та сприяв рівномірному розподілу енергії кондуктивним шляхом.

Для отримання більш точних характеристик теплопровідності застосовано математичне моделювання у програмному комплексі COMSOL Multiphysics®. Цей інструмент дозволив створити та прорахувати цифрову модель однобічного нагріву зразків ZYF-150 та NAB, де експериментально отримані температурні поля використовувалися як граничні умови. Завдяки такому підходу вдалося розв'язати зворотну задачу теплопровідності та визначити невідомі температурні залежності коефіцієнта теплопровідності досліджуваних матеріалів.

Аналіз отриманих даних показав відповідність теплофізичних характеристик ZYF-150 та NAB їхнім паспортним параметрам. Запропоновані моделі дозволяють проводити розрахунки з непоганою точністю, що забезпечує достовірне оцінювання поведінки волокнистих ізоляторів у складних термічних умовах.

Порівняння отриманих температурних залежностей коефіцієнтів теплопровідності покриттів (ТЗКТп) матеріалів ZYF-150 та NAB з їхніми паспортними значеннями підтвердило коректність методики та точність комп'ютерного моделювання. Встановлено, що середнє квадратичне відхилення визначених значень ТЗКТп λ_{NAB} становить 15,5 %, а максимальне відносне відхилення досягає 23,6 %.

UDC 629.76

O.D. Nikolayev, I.D. Bashliy

DEVELOPMENT AND TESTING OF COMBUSTION CHAMBER DYNAMIC INSTABILITY REGIMES FOR POWER PLANTS WITH LUNAR REGOLITH AS PROPELLANTS

Design of various power plants combustion chambers (for aviation and rocket purposes) is traditionally carried out in order to ensure the required power plant performance indicators and efficiency in the regime parameters operating range. One of the most important conditions for the power plant effective operating is to achieve power plant operating parameters thermoacoustic stability.

In the future the expected activity growth in exploring the surface of the Moon (and Mars) increases interest in the use of local lunar resources as propellant components production. In particular, magnesium and aluminum are present in sufficient quantities in the lunar regolith. Their extraction for rocket propellant in the lunar conditions is possible. Such innovative use of lunar resources in situ is an advanced space technology. It implies a significant acceleration in space exploration using lunar missions with actively developed lunar rocket modules. At the same time, the main attention is currently paid to assessing the fundamental posibility of implementing these projects.

Until recently, significant problems in understanding how the extracted metals will be integrated into the power plant chamber solid propellant in lunar conditions have not been solved. At the same time, it is primary importance what the final thermodynamic characteristics of the power plants propellant will be, taking into account the possible incomplete combustion of such propellant.

It is known that the most critical operating conditions of solid propellant power plants are often associated with the dangerous dynamic processes development with excessive amplitude values of operating parameters oscillations. The use of propellant obtained from lunar regolith can lead to unacceptable pressure surges and a sharp increase in the combustion products local temperature. These dynamic phenomena can lead to strength failure and destruction of the rocket power plants combustion chamber structure, transition to a critical operating mode of the rocket power plant.

A numerical determination of the thermodynamic characteristics of a power plant using such metallized propellant close in characteristics to substances obtained from lunar regolith, was carried out. A preliminary analysis of acoustic self-oscillations parameters (thrust, pressure dynamic components, axial velocity) was performed and the vortex formation dynamic process development in the combustion product flow was shown in rocket power plant combustion chamber.

УДК 621.45.2

В.В. Кузнецов

ВДОСКОНАЛЕННЯ КРИТЕРІЮ ОЦІНКИ ЕФЕКТИВНОСТІ ПРОЦЕСІВ ТЕПЛОПЕРЕДАЧІ В УТИЛІЗАЦІЙНИХ КОТЛАХ ДИЗЕЛЬНИХ ЕНЕРГЕТИЧНИХ УСТАНОВОК

Утилізаційні котли широко використовувались для підвищення економічної ефективності суднових дизельних енергетичних установок завдяки забезпеченню тепловою енергією споживачів на ходових режимах роботи судна. Підвищення теплової ефективності головних малообертових дизельних двигунів майже до 51…53% значно ускладнило можливості реалізації цього способу. Попри можливість зниження температури газів за котлом, що стало доступним внаслідок введення жорсткіших вимог до вмісту сірки у суднових паливах, проблема компактності утилізаційних котлів залишається актуальною.

Ефективним способом підвищення компактності утилізаційних котлів є оребрення поверхні теплопередачі. На теперішній час використовується достатньо широкий спектр оребрених поверхонь на несучих трубах круглого, плоскоовального та еліптичного перерізів. При їх багатьох позитивних якостях, вони мають суттєві недоліки – підвищений аеродинамічний опір і можливість значного забруднення при використанні важких палив.

Для зниження першого – опору – запропоновано використання доведеного факту зниження аеродинамічного опору при проходженні потоком лункових систем. Розглянуті варіанти оребрених теплообмінних поверхонь з несучими трубами круглого перерізу з гладким спірально-стрічковим оребренням і з лунковими системами на ребрах та еліптичними несучими трубами з плоским оребренням і лунковими системами. Отримано, що використанням останніх можна досягнути компактності поверхонь теплообміну на рівні 550 $м^2/м^3$.

В той же час, нанесення лункових систем практично не впливає на компактність поверхні. З цього приводу, для обґрунтування способу інтенсифікації теплопередачі необхідний додатковий її аналіз теплогідравлічної ефективності.

Сучасні способи оцінки теплогідравлічної ефективності здебільшого оцінюють сумарну ефективність теплообмінного апарату, не враховуючи просторового розташування теплообмінних поверхонь, розглядаючи в основному ефективність тепловіддачі від гарячого теплоносія до стінки труби (у рекуперативних теплообмінниках). Не враховується ефективність внутрішньої течії теплоносія, яка може істотно впливатиме на загальну ефективність з-за різного агрегатного стану теплоносія.

На підставі запропонованого модифікованого фактору аналогії Рейнольдса, як відношення нормованих значень чисел Нусельта до чисел Ейлера, виконане математичне моделювання процесів тепловіддачі і теплопередачі в зазначених оребрених поверхнях. Отримані результати показали, що різниця показників ефективності тепловіддачі і теплопередачі досягає до 21% при різному просторовому розташуванні пучків, що необхідно враховувати при обґрунтуванні типів оребрених теплообмінних поверхонь.

УДК 621.438

М.Р. Ткач, Ю.М. Галинкін, Ю.Г. Золотий, І.Ю. Жук, А.А. Шинкаренко, О.А. Костріков

ОЦІНКА ВПЛИВУ ГЕОМЕТРІЇ ВНУТРІШНЬОЇ СТРУКТУРИ НА ВІБРАЦІЙНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ PLA-БАЛОК З СІТЧАСТИМ ЗАПОВНЕННЯМ ВИГОТОВЛЕНИХ МЕТОДОМ FFF

В останні роки інтенсивний розвиток технологій адитивного виробництва забезпечив нові можливості у створенні складних за формою і функціональністю конструкційних елементів. Серед таких технологій особливе місце займає Fused Filament Fabrication (FFF), що дозволяє виготовляти елементи з різноманітних полімерів із заданими внутрішніми структурами.

Особливо важливою для застосувань у механіці є здатність оптимізації вібраційних характеристик за рахунок варіації геометрії заповнення. Одним із ефективних рішень зниження маси виробів при збереженні жорсткості є стільникова структура, яка, завдяки періодичності ребер жорсткості, здатна впливати на динамічні властивості конструкції.

У роботі досліджено вібраційні характеристики балок з PLA-пластику, надрукованих методом FFF, з внутрішньою сітчастою структурою. Особливу увагу приділено впливу товщини ребер жорсткості в межах 0,8–2,0 мм на власні частоти коливань. Було створено серію зразків із однаковими зовнішніми розмірами та відмінними геометричними параметрами внутрішнього заповнення. Для аналізу використано поєднання чисельного моделювання методом скінчених елементів у SolidWorks та експериментальної методики на основі цифрової спекл-інтерферометрії.

Результати показали визначили зв'язок між зменшенням товщини ребер та зростанням резонансних частот конструкції. Особливо виражений ефект спостерігається для крутильних форм коливань, де частоти можуть збільшуватись у 1,5 рази у порівнянні з суцільною балкою аналогічних розмірів. Це пов'язано зі зниженням маси балки при відносному збереженні її жорсткості. Отримані результати мають важливе значення для проектування легких і водночас вібраційно-стійких конструкцій у авіації, робототехніці, транспортному машинобудуванні та медицині.

Крім того, дослідження дозволили оцінити точність чисельного прогнозування вібраційних характеристик, яка виявилась достатньою (середня похибка менше ніж 3%) для подальшого використання у швидкому циклі проектування виробів. Запропоновано методику узагальненої оцінки впливу параметрів внутрішньої структури на спектральні властивості балки, яка може бути адаптована до інших типів заповнення та матеріалів (наприклад, ABS, PETG, нейлон).

УДК 629.7.036.3

Т.П. Михайленко, О.В. Горідько, І.І. Петухов

ВПЛИВ ПОВІТРЯ НА ЕФЕКТИВНІСТЬ І НАДІЙНІСТЬ МАСЛОСИСТЕМИ АВІАЦІЙНОГО ГАЗОТУРБІННОГО ДВИГУНА

Масляна система безпосередньо впливає на ефективність, надійність і довговічність роботи авіаційного газотурбінного двигуна (ГТД). Олива забезпечує зменшення тертя між рухомими елементами двигуна – підшипниками, зубчастими передачами, валами тощо, що є критично важливим для зменшення зносу та продовження ресурсу двигуна. Окрім змащення, олива виконує також функцію теплоносія, що допомагає уникнути перегріву вузлів тертя, сприяє видаленню механічних домішок, продуктів зносу та окиснення. Крім того, олива частково амортизує коливання і вібрації, забезпечуючи стабільну роботу ротора. Аналіз тиску, температури, витрати та складу оливи дає змогу оцінити технічний стан двигуна і виявити ознаки несправностей. Для функціонування масляної системи необхідна енергія для приводу насосів, які забезпечують подачу оливи до вузлів тертя та її відкачування. Ця енергія, як правило, відбирається від двигуна, і залежить від обраної елементної бази та процесів, що відбуваються в масляній системі. Тому на етапі проектування маслосистеми надзвичайно важливо розуміти й надійно прогнозувати ці процеси.

Особливість роботи масляної системи авіаційного ГТД полягає в тому, що майже в кожному елементі системи циркулює не чиста олива, а її суміш із повітрям. Так, у нагнітальному контурі повітря перебуває в розчиненому стані. При цьому кількість розчиненого повітря залежить від температури, тиску, хімічного складу оливи, ступеня дегазації в маслобаку та режиму роботи двигуна. У масляну порожнину опори повітря потрапляє внаслідок її наддування, що здійснюється з метою запобігання проникненню оливи в газовий тракт двигуна. Унаслідок цього у відкачувальному контурі маслосистеми циркулює оливо-повітряна суміш із високим газовмістом, величина якого істотно залежить від режиму роботи двигуна. Масляна система

може містити у своєму складі повітровідокремлювач для зменшення газовмісту оливи перед її охолодженням та надходженням у маслобак. Проте навіть за ідеального процесу відокремлення, в оливі все одно залишається певна кількість розчиненого повітря.

Наявність повітря в оливі істотно впливає на перебіг теплогідравлічних процесів у масляній системі та призводить до погіршення її характеристик зі збільшенням висоти польоту. Розчинене і вільне повітря здатне суттєво змінювати фізико-хімічні властивості робочого середовища. Це, зокрема, проявляється у зниженні ефективності теплообміну, зміні в'язкості, погіршенні мастильних властивостей, а також може спричиняти кавітацію в насосах, нестабільну роботу підшипників і навіть локальне термічне руйнування оливи внаслідок мікродизелінгу. Відтак, ігнорування наявності повітря під час проєктування маслосистеми може негативно вплинути на її працездатність.

У роботі розглянуто особливості перебігу теплогідравлічних процесів оливо-повітряної суміші в маслосистемі. Представлено результати розрахунку впливу тиску та температури на розчинність повітря в оливі. На основі моделі механіки багатофазних середовищ проаналізовано вплив повітря на ефективність роботи маслосистеми. За результатами аналізу окреслено напрями подальших досліджень

УДК 532.5

І.І. Петухов, О.Ю. Лисиця, Т.П. Михайленко, А.В. Ковальов

ОСОБЛИВОСТІ МОДЕЛЮВАННЯ ПРОЦЕСУ ЗАХОЛОДЖУВАННЯ КРІОГЕННИХ СИСТЕМ

Раціональний вибір параметрів режиму захолоджування кріогенної системи має велике значення для її безпеки. Це пов'язано не лише з високими термічними напруженнями в конструкційних матеріалах, але й з можливістю реалізації неприпустимо високих тисків та нестійких потоків, що викликають пульсаційні процеси. Складність вирішення задачі зумовлена сукупністю взаємопов'язаних термогідравлічних процесів у неохолодженій системі при подачі рідкого холодоносія. Це в першу чергу стосується водневих систем. За нестаціонарних умов завдяки підведенню теплоти від охолоджуваних стінок та градієнту тиску в потоці агрегатний стан водню змінюється з рідкого через паро-рідинний до парового. Такі комплексні процеси є дуже складними для моделювання і аналіз літератури показує, що задача захолоджування кріогенних систем в повній її постановці ще не вирішена.

Задача моделювання процесу захолоджування кріосистем стає простішою, якщо розглядати лише ті режими, в яких не виникають нестійкі потоки. Ці умови якраз і є найбільш затребуваними з точки зору безпеки процесу. У такому випадку на базі основних рівнянь механіки гетерогенних середовищ враховуються відповідні термогідравлічні процеси в киплячому потоці змінної структури.

Квазістаціонарна модель в одновимірній постановці враховує основні теплогідравлічні процеси в каналах захолоджуваної кріогенної системи. На стаціонарому етапі при відомому протитиску та температурному стані стінок визначаються масова витрата через трубопровід, параметри потоку та умови теплообміну в кожній з його ділянок. Далі на нестаціонарному етапі визначаються нові значення температур стінок у кожній ділянці трубопроводу, після чого стаціонарний етап повторюється знову. При захолоджуванні кріогенної системи із заповненням баку граничний протитиск визначається на основі результатів розрахунку процесу в баку з урахуванням зміни температури стінок та рівня рідини в ньому. При моделюванні припускаємо, що середня масова температура парової фази у двофазному потоці дорівнює температурі насичення, а тепловий потік спрямований вздовж радіуса. При цьому ураховуються умови нестаціонарної теплопровідності стінки.

В результаті розрахунків визначаються параметри середовища та температурний стан конструкції на ділянках кріогенної системи, витрати компонента у різні моменти процесу, а

також тривалість повного захолоджування та необхідна маса компонента для цього. Правомірність зазначеного підходу підтверджується успішним застосуванням моделі при розрахунках охолодження протяжних водневих систем з високими витратами потоку, а також задовільним узгодженням розрахунків з наявними експериментальними даними інших авторів.

Також проаналізовано вплив на перебіг процесу захолоджування режимних параметрів та теплофізичних властивостей матеріалу системи, окреслено напрями уточнення моделі.

UDC: 533.6.013.42

S. Filipkovskij, E. Polyakov

FINITE ELEMENT MODEL OF WING CONSOLE WITH ENGINE FOR INVESTIGATING OSCILLATION STABILITY

The object of study is the vibrations of a wing with an engine. The purpose of this article is to develop a model with the smallest possible number of DOF for solving problems of the influence of imbalance and engine axis tilt on aeroelastic oscillations of the wing console.

Current economic constraints and environmental regulations require the development of more efficient aircraft configurations. The observed trend in aircraft design to reduce aerodynamic drag, as well as to reduce fuel consumption and emissions, is to increase the wing aspect ratio. However, a thin wing is more flexible and subject to higher deflections under the same operating conditions. This effect can lead to changes in dynamic behavior and aeroelastic response, potentially leading to instability. In accordance with the requirements of AC 25.629-1B, the absence of aeroelastic instability must be demonstrated for all combinations of speed and altitude. In this case, all possible engine operating conditions and combinations of conditions must be considered in order to take into account the influence of gyroscopic loads and thrust on aeroelastic stability.

A review of publications showed that models with a maximum of three degrees of freedom (DOF) are used to study the aeroelasticity of a high aspect ratio powered wing.

A discrete model of a wing with an engine has been developed. This model has 23 DOF. This model significantly expands the capabilities of the numerical analysis of aeroelastic oscillations compared to the generally accepted model with three DOF, which reduces wing oscillations to oscillations of an average profile. This number of DOF is sufficient to approximate the shapes of bending and torsional oscillations of the wing in the frequency range up to the engine speed. A rotating imbalance force can be applied to the concentrated mass, which models the engine at the end of the pylon. The effect of imbalance in any given plane on the dynamics of the model can be investigated in order to meet the requirements of AC 25.629-1B. A modal analysis of the discrete model was performed. The frequencies and modes of oscillations obtained were similar to those of the high aspect ratio wing of a transport aircraft. In the future, this model will be used to investigate the effect of engine imbalance and tilt on aeroelastic oscillations, flutter, and the transition to limit cycles of wing oscillations.

УДК 629.735.45

Б.А. Овчаров

ІНТЕГРОВАНЕ ПРОЄКТУВАННЯ ФЕРМЕНОЇ КОМПОЗИТНОЇ ХВОСТОВОЇ БАЛКИ ФЮЗЕЛЯЖА ВЕРТОЛЬОТУ

Однією з головних цілей світового вертольотобудування є створення конкурентної продукції широкого вибору з високою якістю. При цьому важливу роль відіграє застосування інтегрованих систем CAD/CAM/CAE/PLM, що дозволяють інтегрувати процеси проєктування, інженерного аналізу, підготовки виробництва та підтримання життєвого циклу вертольота. Об’єктом дослідження є ферменна композитна хвостова балка фюзеляжа багатоцільового легкого вертольоту. Предметом дослідження виступає інтеграція методів CAD/CAM/CAE/PLM

при проєкту-ванні ферменої композитної хвостової балки фюзеляжа багатоцільового легкого вертольоту.

Метою роботи є наукове обґрунтування методу інтегрованого проєктування ферменої композитної хвостової балки фюзеляжа багатоцільового легкого вертольоту. У роботі поставлені та вирішені наступні завдання: розробити метод інтегрованого проєктування ферменої композитної хвостової балки фюзеляжа багатоцільового легкого вертольоту; сформулювати задачу топологічної оптимізації композитної хвостової балки фюзеляжа багатоцільового легкого вертольоту.

В роботі запропоновано метод інтегрованого проєктування ферменої композитної хвостової балки фюзеляжа багатоцільового легкого вертольоту та представлено його наукове обґрунтування. Запропонований метод інтегрованого проєктування ферменої хвостової балки легкого вертольоту базується на застосуванні інтегрованого інформаційного середовища CAD/CAE/CAM/PLM для проєктування та підтримки життєвого циклу вертольотів. Це середовище об'єднує різноманітні програмні засоби, які забезпечують повний цикл розробки, виробництва, експлуатації та обслуговування вертольотів. Такий підхід дозволяє значно підвищити ефективність роботи, зменшити витрати та забезпечити високу якість кінцевого продукту. Основою запропонованого методу є використання топологічної оптимізації та створення параметричної майстер-геометрії хвостової балки ферменої конструкції, проєктування композитного матеріалу та дослідження міцністних та масових характеристик хвостової балки методами CAD/CAE. Метою топологічної оптимізації хвостової балки ферменої конструкції є мінімізація маси хвостової балки при застосуванні обмежень по міцності.

В роботі вперше запропоновано метод інтегрованого проєктування ферменої композитної хвостової балки фюзеляжа багатоцільового легко-го вертольоту, який базується на застосуванні топологічної оптимізації та створення параметричної майстер-геометрії хвостової балки ферменої конструкції.

Напрямом подальших досліджень є апробація запропонованого методу інтегрованого проєктування ферменої композитної хвостової балки фюзеляжа багатоцільового легкого вертольоту.

УДК 621.313.322-81

О.В. Третяк, С.С. Кравченко, П.Г. Гакал, Б.К. Шестак, С.А. Сергієнко, В.В. Назаренко

АНАЛІЗ НАПРУЖЕНО-ДЕФОРМОВАНОГО СТАНУ БАНДАЖНОГО ВУЗЛА ДЛЯ ОЦІНКИ МОЖЛИВОСТІ ПІДВИЩЕННЯ ПОТУЖНОСТІ ТУРБОГЕНЕРАТОРА

На 2025 рік термін служби більшості турбогенераторного обладнання України за нормативною документацією вже добіг кінця або закінчиться у найближчі роки. Це викликає необхідність визначення уточненого напружено-деформованого стану (НДС) вузлів турбогенераторів з метою визначення запасів міцності для оцінки можливості підвищення потужності турбогенераторів при подальшій модернізації. Складність визначення НДС елементів конструкцій турбогенераторів великої потужності під впливом температурних та силових навантажень з необхідною точністю обумовлена необхідністю розв'язання комплексу таких задач, як газодинамічна, температурна та термопружна. При визначенні НДС, наприклад, бандажного вузла ротора це розв'язання додатково ускладняється наявністю попередніх натягів та впливом температурних полів. Додатковим ускладнюючим фактором є те, що застосування високолегованих сталей як основного матеріалу для бандажних кілець (завдяки їх підвищеній твердості та межі міцності порівняно з традиційними матеріалами) потребує збільшення натягів. За недостатнього запасу міцності це може спричинити втомне руйнування металу в найбільш навантажених ділянках конструктивних елементів під час експлуатації турбогенератора.

Створення методу, що дозволяє ефективно надавати уточнену оцінку НДС елементів

конструкцій найбільш навантажених вузлів турбогенераторів великої потужності у номінальних та надпроєктних режимах з розв'язанням сукупності задач термопружності та теплопровідності у тривимірних постановках із використанням методу скінчених елементів є актуальною науковою та практичною задачею.

Особливістю запропонованого методу є передача початкових та граничних умов між задачами, що дозволяє виконувати уточнений аналіз міцності найбільш навантажених елементів конструкцій вузлів турбогенераторів. Виконання розрахунків за цим методом здійснюється з урахуванням комплексної взаємної дії факторів, що впливають на НДС, завдяки розв'язанню сукупності задач термопружності та теплопровідності у тривимірній постановці.

Завдяки запропонованому методу був визначений уточнений напружено-деформований стан елементів бандажного вузла для турбогенератора потужністю 200 МВт виробництва АТ «Українські енергетичні машини». Були розраховані мінімальний коефіцієнт запасу міцності при угонній частоті обертання та максимальному натязі, визначено, що максимальні контактні напруження виникають у центруючому кільці при нульовій частоті обертання та мають локальний характер. Місцем їх зосередження є район концентратора напружень, яким являється отвір. Встановлено, що при всіх заданих частотах обертання напруження не перевищують допустимих значень. Однак, необхідно відмітити, що натяги не можуть бути змінені у меншу сторону, так як визначені за допомогою запропонованого методу уточнені значення коефіцієнтів запасу міцності для елементів конструкції бандажного вузла розрахункового турбогенератора наближені до мінімально допустимих значень для цих елементів. Проведений аналіз запасів міцності турбогенератора потужністю 200 МВт показав, що підвищення його потужності вимагає проведення комплексної модернізації бандажного вузла.

УДК 621.4

С.С. Кригін, Ю.О. Гусєв, Ю.І. Торба

МАТЕМАТИЧНА МОДЕЛЬ ПЕРЕДАЧІ ТЕМПЕРАТУРИ ТА СТАТИЧНИХ ДЕФОРМАЦІЙ У ТЕНЗОМЕТРИЧНОМУ ПРИСТРОЇ

У доповіді розглядається математична модель розповсюдження відносних деформацій у системі досліджувана деталь – тензометричний датчик. У якості датчика використовується тензометричний пристрій (патент UA_158117), для вимірювання відносних деформацій деталей авіаційних двигунів. Метою є виявлення факторів та дослідження їх впливу на точність вимірювання відносних деформацій. Завдання: провести моделювання розподілу деформацій, щоб оцінити спотворення, спричинені неефективною передачею напружень через сполучний шар. Дослідити вплив конструктивних факторів на похибку вимірювань. Отримання достовірних даних від тензометричного датчика збільшеної товщини, що працює в умовах високих температур, та внесення коригування. Метод розв'язання задачі: розрахунково-аналітичний.

Результати проведеного обчислювального експерименту демонструють високу ефективність розробленого тензометричного пристрою, зокрема в умовах значних температурних градієнтів. Ключовим фактором, що забезпечує цю ефективність, є не лише стабільний коефіцієнт передачі деформації, який мінімізує вплив зовнішніх чинників на точність вимірювань, але й ефективне нівелювання термічно зумовленої адитивної похибки. Цей процес досягається завдяки взаємному розміщенні тензорезисторів та використанню високотемпературного матеріалу ізолятора-сполучного.

Отримані дані підкреслюють потенціал використання пристрою в середовищах з нестабільними термічними умовами, де точні вимірювання деформації є критично важливими для забезпечення надійної роботи та моніторингу стану досліджуваних деталей. Висновки. Методами обчислювального експерименту досліджено деформаційну характеристику тензометричного пристрою, встановленого на моделі деталі, при прикладанні потоку тепла та навантажені. Визначено, що чутливі елементи сприймають деформацію від деталі на рівні 96 %. Ре-

зультати досліджень мають теоретичне і практичне значення для підвищення точності досліджень при підвищених температурах та можливістю при необхідності внесення поправки в результати вимірювань. Запропоновано подальші дослідження та вдосконалення тензометричного пристрою, також Проаналізовано переваги використаного технічного рішення.

УДК 621.438

С.Ю. Бойко, Є.О. Мамай, І.Л. Гліксон

ДО ПИТАННЯ ВИЗНАЧЕННЯ ПЕРІОДИЧНОСТІ ІНСПЕКЦІЙ ВАЛА ГВИНТА ТУРБОГВИНТОВОГО ДВИГУНА МС-14

Згідно правил сертифікації авіаційної техніки в Україні, які базуються на міжнародних стандартах, зокрема, європейських авіаційних правил CS-E, для критичних деталей двигуна обов'язково має бути встановлена періодичність інспекцій за результатами оцінки допустимості пошкоджень. Така оцінка полягає у припущенні наявності дефектів (матеріалу, виробництва, пошкодження в експлуатації тощо) у деталі і подальшого розвитку тріщин втоми від цих дефектів при роботі. Періодичність інспекцій критичної деталі може встановлюватися двома способами – детермінованим і ймовірнісним. Обидва способи потребують дані по характеристикам тріщиностійкості при циклічному навантажуванні матеріалу деталі, а саме коефіцієнти рівняння Періса для другої ділянки кінетичної діаграми росту тріщини втоми.

На момент сертифікації двигуна МС-14 у довідниковій літературі були відсутні дані по характеристикам тріщиностійкості матеріалу вала гвинта – сталі 40ХН2МА-Ш. Тому, у якості альтернативного способу встановлення періодичності інспекцій вала застосовано із забезпеченням еквівалентного рівня безпеки метод з використанням прямих циклічних випробувань на компактних зразках зі сталі 40ХН2МА-Ш. На підготовчому етапі проведено вирощування попередніх тріщин у зразках та проведена процедура по забезпеченню пружного розповсюдження тріщини з метою запобігання її "консервації", яка полягає у покроковому зменшенні навантаження на зразок до рівня основного випробування. Безпосередньо циклічні випробування зразків проведені при розмаху коефіцієнту інтенсивності напружень (КІН) ΔK = 7,44 кгс/мм$^{3/2}$, який відповідає розмаху КІН в критичній зоні вала (галтелі R20) з тріщиною початкового розміру (яка гарантовано виявляється при магнітопорошковому контролі вала) на найбільш навантаженому етапі експлуатаційного циклу "Розворот" повітряного судна на землі. Тривалість випробувань зразків $12{,}6 \cdot 10^6$ циклів визначена з урахуванням тривалості етапу "Розворот" за польотний цикл, кількості польотних циклів за ресурс (40000 польотних циклів), частоти обертання вала гвинта і запасу по циклам K_N = 1,2. Приріст втомної тріщини у зразках впродовж заданої кількості випробувальних циклів був відсутній. Слід зауважити, що приріст втомної тріщини у зразках був відсутній також на підготовчому етапі починаючи з кроку навантаження з розмахом КІН ΔK = 22,8 ... 26,9 кгс/мм$^{3/2}$, що має бути близьким до значення порогового розмаху КІН ΔK_{th} для сталі 40ХН2МА-Ш. Для підвищення достовірності випробування проведені на двох зразках.

Таким чином, була підтверджена неможливість розвитку втомної тріщини у критичній зоні вала гвинта двигуна МС-14 на найбільш навантаженому етапі експлуатаційного циклу. Це дозволило обґрунтувати відсутність необхідності проведення інспекцій критичної зони вала гвинта (галтелі R20) в впродовж всього ресурсу двигуна МС-14.

УДК 621.452.3.03-226:536.24:519.876.5(043.3)

С.В. Єпіфанов, Є.В. Марценюк

ОБҐРУНТУВАННЯ СКЛАДУ ВИМІРЮВАЛЬНОЇ СИСТЕМИ АВІАЦІЙНОГО ДВИГУНА ДЛЯ МОНІТОРИНГУ РЕСУРСУ

Перспективним напрямом у освоєнні сучасних стратегій експлуатації авіаційних газотурбінних двигунів є розробка та практична реалізація систем моніторингу виробітку ресурсу

(МВР) нового покоління, головними елементами яких є ідентифікація (побудова моделей) і розрахункова оцінка динаміки температурного й напруженого станів (ТС і НС) основних деталей, які передують розрахунку виробленого та залишкового ресурсів деталей за відомими моделями їх довговічності. Проблема точності моніторинговых моделей є принциповою для систем моніторингу, основаних на їх використанні. Недостатня точність стримує впровадження таких систем і є основним чинником, що знижує їх ефективність. Проте методологія оцінки точності методів моніторингу ТС і НС деталей і, відповідно, точності МВР, донині не створена. Ефективним напрямком забезпечення точності моніторингу ресурсу є обґрунтований вибір складу вимірюваних параметрів, які є єдиним джерелом інформації, що визначає відмінності реальних умов експлуатації та реального стану двигуна від тих умов узагальненого польотного циклу та номінальних характеристик двигуна, які використано під час призначення ресурсу. Таким чином, основними завданнями цієї роботи є розробка методу аналізу точності моніторингу ресурсу (при цьому головна увага приділяється пошкодженням за малоцикловою втомою, як найбільш актуальним для дисків турбін і компресорів) і формування на основі цього аналізу критеріїв вибору найбільш ефективного складу вимірюваних параметрів робочого процесу двигуна.

Розглянуто методику оцінки чутливості кількості циклів до руйнування, розрахованої за модифікованою формулою Менсона для асиметричного циклу навантаження, до похибок вхідних даних моніторингових моделей. Аналітичне диференціювання дозволяє відокремити внесок кожного з параметрів (розмаху деформації, температури, термомеханічних властивостей матеріалів) і оцінити відносну значущість окремих джерел похибок. Дослідження виконано для трьох матеріалів, типових для деталей ГТД: титанового сплаву, конструкційної сталі та нікелевого сплаву. Для властивостей матеріалів використано гранично допустимі відхилення, що регламентовані міжнародними стандартами ISO й ASTM як при кімнатній, так і при підвищених температурах. Встановлено, що чутливість похибки визначення пошкодження (вичерпання ресурсу) до похибки розрахунку напруження суттєво залежить від співвідношення між граничними точками розрахункового циклу та межами пружності при розтягу й стиску. За цією ознакою в просторі «температура-напруження» розрізняються три області: 1) область виключно пружного деформування; 2) область, в якій точка, що відповідає максимальному напруженню, знаходиться в пластичній області, а точка, що відповідає мінімальному напруженню – в пружній області; 3) область, в якій обидві граничні точки розрахункового циклу виходять за межі пружності. Чутливість похибки визначення ресурсу в другій області значно вища за чутливість в першій області, а в третій області чутливість (відповідно, й похибка визначення пошкодження) стає ще більшою.

Вибір складу вимірюваних параметрів – це комплексна багатокритеріальна проблема. Комплексний характер визначається тим, що обробка параметричної інформації, яка міститься в значеннях вимірюваних параметрів, виконується низкою послідовно діючих математичних моделей: моделей робочого процесу, що визначають невимірювані параметри навантажень і граничних умов теплообміну; моделей температурного стану контрольованих деталей; моделей механічних і температурних напружень; моделей визначення та накопичення пошкоджень. Вибір оптимальної структури та коефіцієнтів цих моделей залежить від складу вимірюваних параметрів і точності вимірювань. Головними властивостями цих моделей є точність їх ідентифікації з використанням моделей високого рівня (зокрема, скінченно-елементних моделей) і робастність, тобто стійкість до зміни технічного стану та інших індивідуальних особливостей двигунів.

У результаті дослідження зазначених особливостей розроблено критерії та метод обґрунтованого вибору складу вимірюваних параметрів для експлуатаційного моніторингу виробітку ресурсу. Їх практичне відпрацювання виконано на прикладі вертолітного двигуна, для якого отримано конкретні рекомендації щодо розширення існуючого складу вимірюваних параметрів, яких забезпечує виконання задач автоматичного керування.

АВТОМАТИЧНЕ КЕРУВАННЯ І ДІАГНОСТИКА

УДК 621.454.2

О.С. Чернявський, С.А. Шевченко, С.І. Долгополов

МАТЕМАТИЧНЕ МОДЕЛЮВАННЯ ДИНАМІЧНИХ ПРОЦЕСІВ У СИСТЕМІ ЖИВЛЕННЯ ЗМІННОЇ СТРУКТУРИ ІЗ ЗВОРОТНИМИ КЛАПАНАМИ У СКЛАДІ РІДИННОГО РАКЕТНОГО ДВИГУНА

Відомі рідинні ракетні двигуни (РРД), виконані за схемою з допалюванням генераторного газу, у яких займання компонентів пального здійснюється за допомогою пускового пального. Після займання компонентів пального та переходу живлення на основне пальне, гідравлічний тракт, що включає ампулу з пусковим пальним, перекривається через великий опір. У таких гідравлічних трактах змінної структури широко застосовуються клапани різного типу, за допомогою яких змінюється напрямок потоків рідини під час запуску РРД. Забезпечення плавного перемикання потоку пального в газогенератор двигунів закритої схеми має важливе значення для надійності процесу запуску РРД. Метою цієї роботи є розробка математичної моделі динамічних процесів при роботі зворотного клапана з використанням обчислювальної гідродинаміки (CFD) та математичне моделювання перехідних процесів у системі живлення змінної структури під час запуску РРД.

Для системи живлення газогенератора пальним змінної структури розроблено математичну модель динамічних процесів при запуску РРД. При розробці математичної моделі динаміки гідравлічних трактів застосовано імпедансний метод для узгодження частотних характеристик різних гілок гідравлічної системи, отриманих для системи з розподіленими та зосередженими параметрами. При побудові математичної моделі динаміки зворотних клапанів використано CFD-моделювання потоку рідини через зворотний клапан.

За результатами CFD-моделювання визначено розподіл тиску рідини на тарілку запірного органу зі сторони входу залежно від ходу тарілки і перепаду тиску на клапані. Це дозволило обчислити силу дії потоку на запірний орган за різних умов.

Проведено математичне моделювання динамічних процесів у гідравлічній системі змінної структури. Показано, що перемикання на стаціонарне живлення пальним від насоса відбувається досить плавно, без помітних динамічних викидів і провалів витрати пального в газогенератор.

У процесі запуску двигуна зворотні клапани проходять три періоди спільної роботи. У початковий період запуску відкритий лише клапан від пускового бачка, і живлення пальним здійснюється з пускового бачка. При певному підвищенні тиску на виході з насоса починає відкриватися клапан від насоса та частково закривається клапан від пускового бачка. У цей період живлення пальним здійснюється з двох джерел: пускового бачка та насоса пального. При русі запірних органів можливі їхні поздовжні коливання через падіння статичного тиску при появі витрати через клапан. При достатньо високому тиску на виході з насоса клапан від пускового бачка повністю закривається, і живлення пальним відбувається лише від насоса.

УДК 004.42:006.063:629.73:338.45

В.В. Нерубаський, Т.С. Козарик

ВИКОРИСТАННЯ LDRA TOOL SUITE ПРИ СЕРТИФІКАЦІЇ ПРОГРАМНОГО ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ АВІАЦІЙНИХ СИСТЕМ

Розробка та сертифікація критичного з погляду безпеки програмного забезпечення (ПЗ) авіаційних систем регламентується стандартом RTCA DO-178C/ED-12C. Комплекс заходів та

підготовка відповідних документів щодо забезпечення доказової бази для сертифікації авіаційних систем за цими стандартами є трудомісткими та досить витратними процесами.

Найбільш складними серед усіх процесів життєвого циклу ПЗ є верифікація та тестування. Саме ці процеси визначають якість вбудовуваного ПЗ. Для інтенсифікації цих процесів у світовій практиці використовуються спеціалізовані програмні інструменти. Одним із таких інструментів є LDRA Tool Suite.

LDRA Tool Suite - це комплекс програмних засобів, призначений для аналізу, тестування, трасування вимог і сертифікації ПЗ, що застосовується у критичних до безпеки сферах: авіація, автомобілебудування, залізничний транспорт, медицина, енергетика, військова техніка. LDRA Tool Suite активно використовується компаніями, які розробляють ПЗ відповідно до жорстких галузевих стандартів, таких як DO-178C, DO-254, ISO 26262, IEC 61508, EN 50128. Цей набір інструментів дозволяє автоматизувати процеси аналізу, перевірки, звітності, формування трасувальних матриць і досягнення відповідності стандартам, що значно знижує витрати на розробку і підвищує надійність ПЗ. Користувачами LDRA Tool Suite є Lockheed Martin, BAe, Norhrop Grumman, Honeywell та інші провідні компанії.

LDRA Tool Suite складається майже з десятка додатків, об'єднаних єдиною оболонкою. Наприклад TBmanager забезпечує управління вимогами та їх трасування, TBrun - модульне та інтеграційне тестування, TBvision - візуалізацію результатів аналізу (звіти з результатами аналізу, тестування, покриття коду). Є засоби статичного та динамічного аналізу коду, структурного покриття тощо.

Існує пакет кваліфікації інструмента (Tool Qualification Support Package, TQSP), який гарантує, що інструмент працює коректно, надійно і не вносить помилок у критичні процеси розробки ПЗ (відповідність стандарту DO-330).

Для ефективної роботи користувачам необхідно детально ознайомитися з документацією, а в деяких випадках — пройти повноцінне навчання. Усвідомлюючи це, сама компанія LDRA пропонує навчальні курси та сертифікаційні програми, які охоплюють як базову роботу з інструментом, так і просунуті сценарії, включно з налаштуванням трасування, автоматизацією тестування.

Впровадження LDRA Tool Suite потребує не лише ліцензії, але й інвестицій у навчання персоналу, особливо якщо передбачається сертифікація ПЗ за DO-178C або аналогічними стандартами.

АТ “Елемент” має більш ніж піврічний досвід використання LDRA Tool Suite, а його впровадження схвалено замовниками – турецькими фірмами TAI та TR Motor.

УДК 621.452.3.017-047.44

А.В. Дунай

ПОБУДОВА СТРУКТУРИ ДІАГНОСТИЧНОЇ МОДЕЛІ ГАЗОТУРБІННОГО ДВИГУНА ТВ3-117В ДЛЯ ПІСЛЯПОЛЬОТНОГО АНАЛІЗУ

У контексті підвищення надійності та безпеки експлуатації авіаційної техніки особливого значення набуває післяпольотний аналіз технічного стану газотурбінних двигунів. На відміну від бортових систем моніторингу, післяпольотна діагностика дозволяє здійснювати більш глибоку та структуровану оцінку, базуючись на повному масиві параметрів, зафіксованих під час польоту або стендових випробувань. У роботі розглядається формалізований підхід до побудови діагностичної моделі газотурбінного двигуна ТВ3-117В, яка призначена для виявлення потенційно небезпечних відхилень у роботі двигуна після завершення польотного циклу.

Об’єктом дослідження є система аналізу технічного стану газотурбінного двигуна ТВ3-117В на основі експлуатаційних параметрів, а предметом – структура та алгоритми функціонування діагностичної моделі, орієнтованої на післяпольотний аналіз.

На основі технічної специфікації та експлуатаційного досвіду двигуна визначено перелік діагностично значущих параметрів, які включають температуру газів за турбіною, частоту обертання ротора, крутний момент, витрату палива та логічні сигнали. З метою підвищення ефективності обробки дані параметри поділено на три функціональні групи: режимоідентифікуючі (що забезпечують класифікацію поточного режиму роботи), діагностичні (які підлягають аналізу на предмет відхилень), та допоміжні (що враховуються для уточнення висновків або перевірки умов функціонування).

Запропоновано структуру діагностичної моделі, яка включає наступні послідовні модулі: блок попередньої обробки даних, модуль режимної ідентифікації, етап нормалізації параметрів, блок еталонних характеристик, вузол порівняння з нормативами та логічний блок прийняття рішення. Розроблений алгоритм режимної ідентифікації базується на поєднанні логічних ознак (сигналів) з граничними умовами по основних параметрах, що дозволяє визначати належність до одного з п'яти основних режимів: «Малий газ», «Крейсерський», «Зліт-ний», «2,5-хвилинна потужність», «Консервація/розконсервація».

Окрему увагу приділено формулюванню критеріїв виявлення потенційно небезпечних відхилень. Показано, що для забезпечення високої достовірності діагностики необхідно враховувати не лише абсолютні значення параметрів, а й їхню динаміку, стабільність у межах режиму та міжпараметричні зв’язки. Як приклад реалізації представлено набір діагностичних критеріїв для режиму «Малий газ», що включає контроль стабільності температури, крутного моменту та обертів компресора з використанням фіксованих і адаптивних порогів.

Запропонована модель є основою для подальшої реалізації автоматизованої експертної системи аналізу післяпольотних даних. У перспективі передбачається розширення кількості аналізованих режимів та розробка узагальнених діагностичних сценаріїв для типових відхилень.

УДК 681.5.004.4`4

С.Р. Вялов

ІМІТАЦІЙНЕ МОДЕЛЮВАННЯ НЕБЕЗПЕЧНИХ РЕЖИМІВ ЗАПУСКУ ТА ЗУПИНКИ ГТД З МЕТОЮ ПЕРЕВІРКИ ЗАХИСНИХ ФУНКЦІЙ РЕГУЛЯТОРА

У роботі представлено підхід до імітаційного моделювання режимів запуску та зупинки газотурбінного двигуна ТВ3-117, зосереджений на перевірці та верифікації алгоритмів захисту електронного регулятора. Запропоноване рішення дозволяє забезпечити комплексне випробування без залучення реального двигуна, що знижує витрати та ризики при відлагодженні.

В основі реалізації лежить готова математична модель ГТД у складі стенду-імітації, здатна відтворювати динаміку основних агрегатів в реальному масштабі часу. Особливістю підходу є використання розробленої утиліти перевірок, яка дозволяє формувати структуровані сценарії запуску, зупинки та аварійних ситуацій у вигляді блок-схем.

Моделювання охоплює як штатні, так і критичні сценарії: перевищення температури або обертів, відмову сигналу скидання палива, зависання старту, втрату зв’язку між модулями, відмову одного з двигунів тощо. Для кожного з них реалізовано перевірку реакції системи управління та спрацювання відповідного захисного механізму. Фіксуються параметри моделі, стан логіки та сигнали тривоги.

Утиліта перевірок дозволяє автоматизувати процес тестування, забезпечити повторюваність, логування, а також простоту додавання нових сценаріїв без змін у структурі самої математичної моделі. В межах дослідження проведено серію симуляцій запуску, зупинки та аварій, які підтвердили адекватність моделі та ефективність роботи алгоритмів захисту. Особливу увагу приділено сценаріям перегріву, зриву і перевищення оборотів.

Отримані результати демонструють, що запропонований підхід дозволяє ефективно верифікувати алгоритми захисту ГТД, зокрема на ранніх етапах розробки, а також в умовах серійного виробництва. Модель легко адаптується до інших типів двигунів або регуляторів, а

сама утиліта може використовуватись як частина стендового комплексу при сертифікації чи контрольних випробуваннях.

УДК 004.942

В.Ф. Миргород, І.М. Гвоздева

ВИЗНАЧЕННЯ ТРЕНДОВОЇ СКЛАДОВОЇ ЧАСОВОГО РЯДУ ПРИ ТЕХНІЧНІЙ ЕКСПЛУАТАЦІЇ СКЛАДНИХ ЕНЕРГЕТИЧНИХ ОБ'ЄКТІВ

Пропонується підхід щодо визначення трендової складової часових рядів реєстрації технічного стану при довготривалій експлуатації складних енергетичних об'єктів засобами реального часу. Актуальність вирішення вказаного науково-прикладного завдання зумовлена необхідністю поточного аналізу технічного стану вказаних об'єктів для встановлення можливості їх експлуатації за встановленим ресурсом. Виконано аналіз та порівняння методів оцінки трендової складової часових рядів щодо можливості їх реалізації засобами реального часу за допомогою аналітичним обґрунтуванням та вирішенням тестового прикладу і аналізу реальних даних при технічній експлуатація складного енергетичного об'єкту, побудованих на основі газотурбінного двигуна. Встановлено, що пропоновані методи оцінки трендової складової часових рядів засобами реального часу, а саме розглянуті методи експоненційного згладжування, фільтрації Калмана, та метод сингулярного спектрального аналізу суттєво відрізняються за показниками точності та швидкодії. Найбільш досяжною швидкодією володіють методи експоненційного згладжування та фільтрації Калмана і відповідні їм рекурсивні алгоритми, що реалізуються у вигляді фільтрів з нескінченною імпульсною характеристикою. Але такі методи обробки часових рядів мають методичну швидкісну похибку. Запропонована вперше нова модифікації методу сингулярного спектрального аналізу часових рядів, яка дозволяє побудувати алгоритми реального часу високої точності. Швидкодія такого методу визначення трендової складової часових рядів обмежена тільки розмірністю вікна аналізу. Запропоновано двоетапний підхід щодо аналізу часових рядів реєстрації технічного стану при довготривалій експлуатації складних енергетичних об'єктів. Перший з таких етапів становить саме визначення наявності тренду за допомогою відомих трендових статистик. Наступний етап становить визначення трендової складової відомими та пропонованими методами. Запропонований підхід цифрової фільтрації вихідних даних за визначеним алгоритмом забезпечує отримання трендової складової в реальному часі

УДК 004.942

В.Ф. Миргород, І.М. Гвоздева

ОЦІНКА ПАРАМЕТРІВ ПЕРІОДИЧНОЇ СКЛАДОВОЇ ЧАСОВОГО РЯДУ ДАНИХ СТЕНДОВИХ ВИПРОБУВАНЬ ТА ТЕХНІЧНОЇ ЕКСПЛУАТАЦІЇ СКЛАДНИХ ЕНЕРГЕТИЧНИХ ОБЄКТІВ

Пропонується підхід щодо визначення циклічної складової часових рядів реєстрації технічного стану при довготривалій експлуатації складних енергетичних об'єктів та їх стендових випробувань засоба-ми реального часу. Актуальність вирішення вказаного науково-прикладного завдання зумовлена необ-хідністю поточного аналізу технічного стану вказаних об'єктів для встановлення можливості їх екс-плуатації за встановленим ресурсом з урахуванням циклічної (періодичної, сезонної) складової, вплив якої є важливим чинником щодо встановлення фактичного технічного стану досліджуваних об'єктів. Виконано аналіз та порівняння методів оцінки циклічної складової часових рядів щодо можливості їх реалізації засобами реального часу за допомогою аналітичного обґрунтування та вирішенням тестово-го прикладу і аналізу реальних даних при стендових випробуваннях складного енергетичного

об’єкту, побудованих на основі газотурбінного двигуна. Запропоновано та підтверджено гіпотезу, що при рів-ності власних значень матриці автокореляції часового ряду, що відповідає наявності періодичної складової в його ортогональному розкладі, саме розмірність вікна аналізу відповідає періоду вказаної складової. Встановлено, що відомий метод оцінки циклічної складової даних вимірювань, а саме ме-тод сингулярного спектрального аналізу забезпечує теоретично найменшу середньоквадратичну похи-бку оцінки, але має значну алгоритмічну складність обчислювальної реалізації. Запропоновано метод оцінки циклічної складової даних вимірювань реального часу шляхом нерекурсивної цифрової фільтра-ції на основі квадратурного фільтру із зваженими коефіцієнтами за визначеною залежністю. Запро-понована вперше нова модифікації методу сингулярного спектрального аналізу часових рядів для оцін-ки циклічної складової , яка дозволяє побудувати алгоритми реального часу високої точності

УДК 621.452.3:681.51

С.І. Суховій, С.Л. Лакоза, Д.М. Мацюк

АНАЛІЗ НАПРЯМКІВ ВДОСКОНАЛЕННЯ АЛГОРИТМІВ КЕРУВАННЯ ГАЗОТУРБІННИХ ДВИГУНІВ

Керування є однією з ключових технологій для газотурбінних двигунів (ГТД). Призначення системи автоматичного керування (САК) – забезпечити регулювання тяги або потужності з необхідною динамікою і точністю за умови обмеження параметрів, що визначають надійність і безпеку двигуна. Навіть для лінійної моделі з відомими параметрами розробка регулятора з наведеними вище вимогами є складним завданням. Суттєва нелінійність ГТД, велика кількість регульованих параметрів, деградація параметрів ГТД за часом роблять задачу розробки САК ГТД ще складнішою.

Класичні методи синтезу алгоритмів керування використовують математичну модель керованого об’єкту лише на етапі проектування. Тому будь які зміни технічного стану двигуна внаслідок зносу, старіння або поломки призводять до погіршення якості керування. Робастні методи вирішують цю проблему врахуванням можливості відхилення параметрів об’єкта керування, але вони не забезпечують високу ефективність двигуна в усій області експлуатації.

Завдяки можливості керування суттєво нелінійними об’єктами широке застосування в САК ГТД отримали алгоритми на основі нечіткої логіки і нейронних мереж. Перший тип алгоритмів класифікує властивості об’єкту системою правил, що спрощує вирішення задачі керування. Другий тип алгоритмів має властивість навчання.

Методи керування з використанням бортової математичної моделі реального часу дозволили впровадити різноманітні удосконалені алгоритми САК ГТД. Ці методи дали можливість керування двигуном за невимірюваними параметрами, відстежувати його поточний технічний стан, виникнення відмов і враховувати все це в налаштуваннях регулятора.

Ускладнення конструкції двигунів призвело до необхідності застосування багатовимірного керування з метою забезпечення найкращих експлуатаційних властивостей ГТД. В цьому напрямку було застосовано лінійні (лінійний квадратичний регулятор, H_∞-регулятор) і нелінійні (варійованих лінійних коефіцієнтів, ковзної поверхні, адаптивні, предикативні на основі моделі) методи.

Широке застосування математичних моделей ГТД для синтезу регуляторів та безпосередньо для керування обумовили необхідність підвищення їх точності та обчислювальної ефективності. Дослідження велися в напрямках вдосконалення лінійних, квазі-лінійних, нелінійних повузлових моделей і моделей на основі нейронних мереж.

Розподілені системи керування є актуальним напрямком вдосконалення САК сучасних ГТД. Вони являють собою повністю інтелектуальну розподілену структуру на основі інтегрованої шини даних, дозволяють зменшити масу і вартість експлуатації, забезпечують високу ремонтопридатність і гнучкість.

Кожному з розглянутих алгоритмів властиві деякі недоліки, тому поліпшення існуючих класичних алгоритмів і методів проектування також є актуальним напрямком досліджень.

УДК 621.452.3:681.51

Д.М. Мацюк, С.Л. Лакоза, С.І. Суховій

МОДЕЛЬНО-ОРІЄНТОВАНЕ ПРОЄКТУВАННЯ ПРОГРАМНОГО ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ БЛОКУ КЕРУВАННЯ З ПОВНОЮ ВІДПОВІДАЛЬНІСТЮ ДЛЯ ГАЗОТУРБІННОГО ДВИГУНА

Модельно-орієнтоване проєктування є сучасним підходом до розробки програмного забезпечення вбудованих систем. Переваги такого підходу полягають у скороченні термінів розробки і забезпеченні високих показників надійності та безпеки програмного коду за рахунок можливостей тестування критичних режимів, автоматизації тестування, генерування коду та складання документації.

Завдяки переліченим перевагам цей підхід набув широкого застосування в багатьох галузях промисловості зокрема при розробці систем керування з повною відповідальністю для газотурбінних двигунів. У літературі наведено більшість прикладів застосування для «розробки з нуля». Але у багатьох випадках проєктування виконується на основі прототипів, тож розвинення цього напрямку є актуальним.

Проведені дослідження присвячені застосуванню модельно-орієнтованого підходу до розробки програмного забезпечення систем керування з повною відповідальністю газотурбінних двигунів на основі існуючого прототипу в середовищі Matlab/Simulink. Запропоновано методику побудови моделі системи, як ключового елементу модельно-орієнтованого проєктування, а також вимоги до її компонент з метою повного забезпечення цілі проєктування. Методика ґрунтується на ретельному аналізі нового технічного завдання та виявленні необхідних змін програмного забезпечення порівняно з базовим проєктом. Тестова обв’язка виконавчих пристроїв та двигуна використовується для перевірки адекватності і точності розроблених моделей підсистем. Передбачена ітераційна процедура заміни коду базового проєкту новим, контроль працездатності з використанням моделі системи. Для використання програмного коду базового проєкту в середовищі моделювання пропонується застосування скриптів для видалення апаратно специфічних команд.

Максимально можливе використання коду базового проєкту розглядається як засіб зменшення трудовитрат та часу розробки за рахунок зменшення необхідного об’єму тестування. Методика передбачає застосування відладочної плати цільового мікроконтролера для тестування згенерованого програмного коду. Розглянуто питання інтегрування автоматично згенерованого програмного коду з кодом базового проєкту. Наведено приклад застосування запропонованого підходу до розробки програмного забезпечення блоку керування турбовального двигуна з моделлю системи для моторного стенду.

УДК621.452.3.02:629.7.05(043)

О.В. Бондаренко, С.В. Єпіфанов

АНАЛІЗ ТОЧНОСТІ ІДЕНТИФІКАЦІЇ ДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ГТД ІЗ УРАХУВАННЯМ ПОХИБОК ВИХІДНИХ ДАНИХ

Розглянуто проблему оцінювання параметрів лінійної динамічної моделі двигуна методом найменших квадратів за результатами вимірювання його параметрів під час перехідних процесів. Розроблено узагальнений підхід до аналізу похибок оцінювання, головні концепції якого полягають у використанні лінійної динамічної моделі, розгляді похибок, що впливають,

як незалежних нормально розподілених випадкових величин, використанні питомих параметрів і відповідного перетворення рівнянь, які відбивають зв'язок між похибками оцінювання та впливовими факторами, що робить ці рівняння універсальними, придатними для аналізу будь-яких параметрів двигуна та будь-яких впливових дій. У попередніх роботах авторами проблему аналізу похибок оцінювання динамічних параметрів розглянуто за припущення про те, що всі вхідні дані визначаються експериментально за інформацією, отриманою на інтервалі спостереження, і тому зумовлена їх похибками сумарна похибка оцінювання зі зростанням інтервалу спостережень зменшується.

Ця робота є наслідком більш ретельного аналізу цього припущення, який показав, що в реальних умовах воно не виконується. Розглянемо задачу оцінювання сталої часу одновального газогенератора, динамічна модель якого має вигляд

$$\tau \frac{dn}{dt} + n = KG,$$

де n – частота обертання ротора;
G – витрата палива;
K – коефіцієнт підсилення;
τ – стала часу (шуканий параметр).

Використовуваними вихідними параметрами є n, G і K. Усі вони визначається за експериментальними даними, і в цьому сенсі розглядаються як випадкові величини. Але між нами існують відмінності. Значення частоти обертання розподілені як на множині експериментів, так і в кожному експерименті – на множині вимірів за часом. Значення коефіцієнта підсилення доцільно визначати незалежно від експериментів, що розглядаються, за статичною характеристикою двигуна. Тому його похибка на множині вимірів у кожному експерименті не змінюється. При стрибкоподібній зміні витрати палива, або лінійній зміні з наступною фіксацією кінцеве значення витрати палива можна визначати двома способами:

1) у разі рекурентного оцінювання – уточнювати на кожному кроці за вимірами витрати палива на поточному інтервалі спостереження;

2) у разі апостеріорного оцінювання – визначати на усьому інтервалі спостереження.

При першому способі похибка витрати палива розподілена подібно до похибки частоти обертання, а при другому способі – подібно до похибки коефіцієнта підсилення. Така, здається, незначна різниця в описі похибок призводить до їх принципово різного впливу на загальну похибку оцінювання сталої часу двигуна. Дисперсія цієї похибки визначається як $\sigma_\tau^2 = K_n^\tau \sigma_n^2 + K_G^\tau \sigma_G^2 + K_K^\tau \sigma_K^2$. Отримано відповідні співвідношення для коефіцієнтів K_n^τ, K_G^τ, K_K^τ, які дозволили виконати якісний та кількісний аналіз. Так, наприклад, якщо похибка вихідного параметра не змінюється на множині вимірів в експерименті (як для коефіцієнта K чи кінцевого значення витрати палива, визначеного другим способом), то зі збільшенням інтервалу спостереження коефіцієнт K_K^τ (тобто загальна складова сумарної похибки, зумовлена цим параметром) зростає. У той же час, значення коефіцієнта K_n^τ зі зростанням часу спостереження (кількості вимірів) знижується. Це за певних умов спричиняє наявність мінімуму залежності сумарної похибки оцінювання від часу спостереження, що може розглядатися як несподіваний результат. В роботі виконано детальний аналіз цього явища для стрибкоподібної витрати палива, а також для більш близького до реальних умов випадку, коли витрата палива змінюється за часом лінійно й стабілізується.

ТЕХНОЛОГІЯ

УДК 659.53.654.52:003

С.В. Аджамський, Г.А. Кононенко, Р.В. Подольський, С.І. Бадюк

ДОСЛІДЖЕННЯ ПАРАМЕТРІВ СЕЛЕКТИВНОГО ЛАЗЕРНОГО ПЛАВЛЕННЯ INCONEL 718: СТРУКТУРА, ДЕФЕКТИ ТА ШЛЯХИ ЇХ УНИКНЕННЯ

Технологія селективного лазерного плавлення, яка являє собою процес адитивного виробництва використовує лазерний промінь для сплавлення металевих частинок шляхом сканування, за траєкторією відповідно до заданої тривимірної форми на основі CAD-моделі, на поверхні порошкового шару. Мета роботи: дослідження впливу параметрів стратегії сканування (шахове сканування) на суцільність готового виробу з жароміцного сплаву Inconel 718. Завдання досліджень: розробка CAD- моделей та виготовлення дослідних зразків розмірами 10×10×10 мм з параметрами виготовлення: потужність – 80…130 Вт з кроком 10 Вт, швидкість сканування – 850 мм/с, товщина шару – 30 мкм; з змінними параметрами стратегії сканування (відстань між треками 0,04…0,09 мм з кроком 0,01 мм); визначення суцільності дослідних зразків виконували шляхом металографічного методу досліджень; надання рекомендацій щодо параметрів стратегії сканування для забезпечення високої щільності готових виробів. Методи дослідження. Комп'ютерне моделювання, 3Д-друк з застосуванням принтеру Alfa-150 з використанням порошу жароміцного сплаву Inconel 718, мікроскопічні дослідження з застосуванням оптичного мікроскопу AxioVert 200M Mat. Наукова новизна. Встановлені залежності впливу параметрів виготовлення, а саме потужності та відстані між треками на суцільність готового виробу. Практична значимість. Розроблено рекомендації щодо параметрів сканування при виготовленні деталей методом селективного лазерного плавлення з жароміцного сплаву Inconel 718. Результати. Встановлено, що зразки мають дефекти структури (пори). Ґрунтуючись на отриманих результатах розрахунків пито-мої щільності енергії встановлено, що утворення даного дефекту пов'язане з високою питомою енергією, за якої проводилось виготовлення. Встановлено, що дефекти мають періодичність та пов'язані з перекриттям між треками та шаховими полями. За результатами експерименту з дослідження впливу параметрів виготовлення у шаховому порядку з товщиною шару 30 мкм встановлено, що дослідні зразки надруковані з параметрами: швидкість (850мм/с), потужність (80-130 Вт), відстань між треками (0,04-0,09 мм) – не можуть відповідати оцінці «задовільно», а режими не можуть бути рекомендованими для подальшого виготовлення готових виробів.

УДК 66.045 : 621.981

А.В. Новошицький, С.Ж. Боду, Д.В. Фабріциєв, О.П. Шумілов, О.Л. Ніколаєв

ІНЖЕНЕРНА МЕТОДИКА РОЗРАХУНКУ ПАРАМЕТРІВ ТЕХНОЛОГІЇ ПРОФІЛЮВАННЯ З ПОЗДОВЖНІМ РОЗТЯГОМ ТОНКОСТІННИХ ДЕТАЛЕЙ ТЕПЛООБМІННИХ АПАРАТІВ

Теплообмінні апарати застосовуються в енергетиці, різних типах промисловості та комунальному хазяйстві. Виробництво пластинчатих теплообмінних апаратів здійснюється на спеціалізованих підприємствах з використанням потужного пресового устаткування і спеціального штампового оснащення. Основою теплообмінних апаратів є теплопередаючі елементи, які здійснюють теплопередачу між двома середовищами. Форму і розміри теплообмінних апаратів вибирають в залежності від фізичних властивостей теплоносіїв, характеру їх руху.

Традиційні технології профілювання теплопередаючих елементів штамповкою є енер-

гоємними і в ряді випадків не можуть забезпечити якість теплообмінних апаратів із високоміцних легованих сталей, алюмінієвих та мідних сплавів. В сучасних умовах раціональним може бути виробництво теплопередаючих тонкостінних профільних елементів на основі технології профілювання локальним силовим впливом з поздовжнім розтягом, що дозволяє виготовляти різноманітні тонкостінні профілі з необхідною точністю і розмірною стабільністю.

Метою даної роботи є розробка інженерної методики розрахунку силових параметрів для налаштування профілювального устаткування та визначення геометричних параметрів технологічного оснащення. Отримання необхідних залежностей можливо при рішенні задачі жорсткопластичного згину штаби при дії на неї поздовжнього навантаження розтягу. При теоретичному аналізі процесу деформування штаби використані гіпотези і припущення, які застосовуються при дослідженнях жорсткопластичного згину і засновані на деформаційній теорії пластичності. Використовується гіпотеза плоских перерізів. Поставлена задача розглядалася для ідеального жорсткопластичного матеріалу з лінійним зміцненням.

Отримані результати: проаналізовано напружено-деформований стан штаби з матеріалу з лінійним зміцненням при її жорсткопластичному згині з поздовжнім пружним розтягом; визначено положення нейтрального шару напружень у поперечному перерізі; отримано залежності для визначення відносного згинального моменту, необхідного для згинання штаби з поздовжнім розтягом; наведено аналітичні залежності, що дозволяють визначати пружне пружинення і залишкову кривизну; розроблено прикладне програмне забезпечення для практичних розрахунків геометричних параметрів технологічного оснащення та силових параметрів профілювального устаткування.

УДК 66.045 : 621.981

А.В. Новошицький, С.Ж. Боду, Д.В. Фабріциєв, О.П. Шумілов, О.Л. Ніколаєв

ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНЕ УСТАТКУВАННЯ ТА ТЕХНОЛОГІЯ ДЛЯ ВИГОТОВЛЕННЯ ТЕПЛОПЕРЕДАЮЧИХ ЕЛЕМЕНТІВ ЗІ СФЕРИЧНИМИ ВИСТУПАМИ ДЛЯ ТЕПЛООБМІННИХ АПАРАТІВ

Удосконалення теплообмінного обладнання є одним з ключових напрямів підвищення енергоефективності в промислових і енергетичних системах. Особливої актуальності набувають технології виготовлення тонкостінних теплообмінних елементів з рельєфною поверхнею, що забезпечує інтенсифікацію тепловіддачі. Одним із перспективних рішень є застосування плоских деталей зі сферичними виступами, формування яких потребує високої точності та стабільності геометричних параметрів.

Розглянуто технологію профілювання деталей зі сферичними виступами з використанням процесу профілювання з поздовжнім розтягом. На відміну від традиційних методів формоутворення, зокрема штампування та волочіння, запропонований підхід дозволяє зменшити енергозатрати, уникнути залишкових деформацій і підвищити повторюваність геометрії профілю. Ключовим технологічним фактором є кероване зусилля розтягу, що накладається на заготовку під час проходження профілювальних роликів.

Експериментально встановлено, що оптимальний результат досягається при рівні напружень, що становить 85–95% від границі текучості матеріалу, саме в цьому діапазоні формується якісний рельєф без хвилястості в зонах утворення сферичних виступів та на кромках, поздовжня кривизна відповідає значенням передбаченим правкою розтягом.

Наведено конструкцію та принцип роботи експериментального устаткування – профілювальної установки, надано її технічні характеристики та загальний вигляд. Виготовлення дослідних партій профілів на експериментальній установці із рулонної латунної штаби шириною 74 мм та товщиною 0,4 мм підтвердило можливість виготовлення профілів зі сферичними виступами послідовною локальною формозміною при дії поздовжнього розтягу та дозволило уточнити технічні вимоги, необхідні для проектування дослідно-промислової профілювальної установки.

Запропонована технологія підтверджена практичними результатами та має потенціал для впровадження у серійне виробництво теплообмінних елементів. Вона може бути адаптована до виготовлення деталей із різними типами рельєфу та використана в суміжних галузях машинобудування таких як включно з авіаційна, енергетична й суднобудування.

УДК 621.793.79

Н.В. Савченко, О.В. Шорінов, Д.О. Білан

ШЛЯХИ ПІДВИЩЕННЯ ЕКСПЛУАТАЦІЙНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ГАЗОДИНАМІЧНИХ ПОКРИТТІВ

Проблема тертя та зношування деталей є однією з основних причин зниження ресурсу експлуатації машин та втрати їх працездатності.

Для забезпечення високих результатів в області науки та техніки при проєктуванні виробів, що працюють в складних умовах, необхідно активно розвивати напрямок інженерії поверхні. Модифікація поверхневих шарів деталей різними методами дає змогу створювати також і нерівновісні структури, які неможливо отримати існуючими способами металургії.

Використання холодного газодинамічного напилювання в якості способу отримання покриттів представляє найбільший інтерес через низьку температуру процесу, що виключає можливі процеси, пов’язані зі зміною хімічного або фазового стану матеріалів підкладки та напиленого шару. Це дозволяє отримувати покриття, зокрема композиційні, з властивостями, які відповідають властивостям матеріалу порошку.

Основна ідея полягає у тому, що утворення інтерметалідних сполук може бути реалізоване за рахунок термічного оброблення. Термічне оброблення може бути виконано з витримкою в печі або з використанням лазеру.

В залежності від обраного способу, синтез інтерметалідів в свою чергу може бути здійснено з твердої (термічне оброблення в печі) або рідкої фази (при обробленні лазером).

В залежності від режиму при обробленні в печі забезпечується отримання певної структури покриття.

У другому випадку при проходженні лазером по поверхні покриття в залежності від його товщини та режимів (потужності лазера, швидкості сканування тощо) може відбуватись проплавлення матеріалу поверхні, на якій отримано покриття. Останнє позитивно впливає на підвищення міцності зчеплення покриття з підкладкою та забезпечення її високих значень для складних умов експлуатації.

Доцільність виконання завдань дослідження пояснюється тим, що встановлені залежності властивостей інтерметалідних покриттів від режимів холодного газодинамічного напилювання та режимів термічного оброблення, дозволять розробити комплексну технологію створення зносостійких покриттів на поверхнях з титанових сплавів для підвищення їх експлуатаційних характеристик на етапах виробництва та відновлювального ремонту.

УДК 621.793.79

О. В. Шорінов, Н. В. Савченко, О. В. Шипуль, Р. С. Іпатов

НОВИЙ ПІДХІД ДО ПРОЄКТУВАННЯ СОПЕЛ ДЛЯ ХОЛОДНОГО ГАЗОДИНАМІЧНОГО НАПИЛЮВАННЯ

Запропоновано новий інтегрований науковий підхід до проєктування сопел для холодного газодинамічного напилювання, що забезпечує цілеспрямовану оптимізацію їх геометричних параметрів з урахуванням динаміки газового потоку, прискорення порошкових частинок та режимів витрати газу.

Концептуально підхід ґрунтується на поєднанні аналітичного моделювання (ізоентро-

пійна модель потоку, модель прискорення частинок), методів математичного планування експерименту та статистичного аналізу (центральний композиційний план, побудова рівнянь регресії), багатокритеріальної оптимізації геометрії та чисельного CFD-моделювання. Запропонований підхід було реалізовано для отримання нового сопла для напилювання порошку алюмінію.

Отримано залежності швидкості частинки порошку діаметром 25 мкм від початкових параметрів газу на вході в сопло (тиск гальмування від 0,8 МПа до 2,5 МПа, температура гальмування від 300 °С до 700 °С), а також геометричних параметрів сопла (критичний діаметр від 1,0 до 3,0 мм, діаметр на виході від 5,0 мм до 10,0 мм, довжина розширної частини сопла від 80 мм до 150 мм).

Отримано оптимальну геометрію сопла для тиску гальмування 2,5 МПа, температури гальмування 650 °С, критичний діаметр при цьому становить 2,0 мм, вихідний діаметр 5,5 мм, довжина розширної частини сопла 130 мм. Таке сопло і режими напилювання забезпечують отримання частинками алюмінію діаметром 25 мкм швидкості на виході з сопла 596 м/с (при заданій мінімальній критичній швидкості напилювання 550 м/с), витрату повітря через сопло приблизно 1,0 м3/хв, та тиск повітря на виході з сопла 0,46 МПа (при заданому мінімальному 0,1 МПа). Для отриманого сопла визначено граничні значення тиску та температури гальмування газу на вході, що забезпечують отримання заданої критичної швидкості напилювання алюмінієвого порошку та розраховано значення швидкості частинок діаметром від 5 мкм до 45 мкм. Виконано валідацію розрахунків шляхом CFD моделювання; відхилення від розрахункових значень швидкості не перевищують 10%.

Запропонований підхід є придатним для впровадження в системи інженерного проєктування, а також для подальшого розширення з урахуванням нових типів матеріалів, газів та конфігурацій сопел. Отримані результати створюють основу для розроблення програмного інструменту або автоматизованої системи проєктування сопел для холодного газодинамічного напилювання в широкому діапазоні початкових параметрів газу та порошкових матеріалів.

УДК 669.295

К.Б. Балушок, Ю.А. Марченко, О.Г. Селіверстов

ПОРІВНЯЛЬНА ОЦІНКА СТРУКТУРИ ТА ВЛАСТИВОСТЕЙ ТИТАНОВОГО СПЛАВУ ВТ 20, ОТРИМАНОГО МЕТОДАМИ ЛИТТЯ, КУВАННЯ ТА АДИТИВНОГО ВИРОЩУВАННЯ

В роботі розглянуті питання та наведені результати порівняльної оцінки мікроструктури та механічних властивостей зразків із титанового сплаву ВТ-20, отриманого методом лиття, штамповки та адитивного вирощування. Оскільки технологія адитивного вирощування безпосередньо впливає на формування властивостей матеріалу за рахунок умов обробки, таких як потужність та концентрованість джерела нагріву, вид захисної атмосфери, швидкість осадження матеріалу, хімічний склад та властивості присадного матеріалу, питання забезбечення властивостей у вирощених заготовках газотурбінних двигунів є актуальним.

Дослідження проводили на зразках виготовлених методом лиття, штамповки та мікроплазмово-порошкового наплавлення. Для наплавлення зразків використовувався порошок сферичної форми часток із титанового сплаву марки ВТ20 отриманий методом відцентрового розпилення. Розмір фракції порошку становив +50...-150 мкм. Наплавлення проводили на установці Starweld 190H.

За результатами дослідження встановлено, що макроструктура вирощених зразків шарувата, що характерне для металу отриманого багатошаровим наплавленням. Мікроструктура адитивного наплавлення складається із первинних зерен β-фази, витянутих в бік відводу тепла,

тонкопластинчастою будовою α- і β-фаз та наявністю облямівки α-фази по кордонам первинних зерен β-фази. Виявлено наявність мікропор з розміром до 200 мкм. Зовнішній вигляд мікроструктури матеріалу ВТ20 отриманого адитивним наплавленням, близький до структури литого матеріалу ВТ20Л.

За результатми механічних випробувань, встановлено, що метал зразка, отриманого методом мікроплазмового порошкового наплавлення та термооброблений по режиму відпалу: Т=750 ºС із витримкою 1,5…2 години – відповідає нормам технычних умов для литих заготовок та нормам стандарту для поковок, при невеликому перевищенні міцності ($\sigma_в$) на 1,7…3,5% від норм технічних умов на лиття та кування.

УДК 669.

П.В. Нечипоренко

СТВОРЕННЯ АЛГОРИТМУ ФОРМУВАННЯ ДОВІЛЬНОГО ПРОФІЛЮ ДЕТАЛІ МЕТОДОМ ОБКАТКИ

Метод обкатки переважно використовується для обробки зубчастих коліс з евольвентним профілем, але застосовується для обробки деталей з іншими профілями. До них відносяться циліндричні деталі з циклоїдальним профілем, зубчасті колеса для ланцюгів (зірочки), шліцові вали різних типів та інші. Профіль ріжучої кромки інструмента може бути визначений одним із наступних способів: графічним, графоаналітичним та аналітичним. Потрібний профіль визначається шляхом знаходження точок профілю ріжучої кромки інструменту, пов'язаних з профілем деталі, або шляхом визначення дотичних до різних положень профілю деталі в процесі обробки.

Завдяки використанню обчислювальної техніки найперспективнішим методом визначення профілю інструмента є аналітичний розрахунок. Його реалізації для кожного типу профілю, наприклад, циклоїдального зачеплення, прямобічних або трикутних шліц або іншої нестандартної форми, необхідне застосування певного набору рівнянь, виведених спеціально для цього типу деталей. Що у свою чергу веде до ускладнення та збільшує трудомісткість розрахунків. Але це завдання можна спростити, якщо профіль деталі розглядати як групу простих елементів - відрізків і дуг, тоді завдання спрощується до складання двох рівнянь, які будуть справедливі для будь-якого профілю. Залежно від форми деталі змінюватиметься кількість елементів та їх початкові дані.

Даний підхід дозволив скласти програму розрахунку профілю інструменту для обробки деталі довільної форми, а також вирішити і обернену задачу - отримання профілю деталі оброблюваної методом обкатки заданим інструментом. Це дозволило перевіряти отриманий профіль інструменту, побудувати перехідні криві і таким чином отримати точний реальний профіль деталі.

Аналітичний метод розрахунку інструменту, що працює методом обкатки, та розроблена програма стали засобом простого та швидкого визначення принципової можливості застосування методу обкатки для виготовлення деталей та проектування різального інструменту – черв'ячних фрез.

S. Makovskyi, S. Sokolov, K. Obnosov, V. Greshta, V. Shalomeyev

THE STRUCTURE AND MECHANICAL PROPERTIES OF MG-AL-ZN-MN CAST MAGNESIUM ALLOY INOCULATED WITH SINGLE WALL CARBON NANOTUBES

Mg-Al-Zn-Mn cast magnesium alloy was melted in an induction crucible furnace according to a standard production process using a grain refinement technique with magnesite. Additionally,

inoculation with incremental additives (0; 0.001; 0.005; 0.01; 0.05; 0.10 wt.% was made of the alloy portion taken with a hand ladle using a patented melt rotation mixing technology. Tensile specimens were cast in sand molds.

The room temperature mechanical properties (ultimate tensile strength, MPa and elongation, %) were determined using specimens with a gauge diameter of 5 mm. Introduction of the incremental SWCNT additives (0; 0.001; 0.005; 0.01 wt.%) has resulted in a gradual increase od ductility, with a maximum elongation increase by a factor of 1.6 as compared with the standard alloy. Addition of a minimum of 0.001 wt.% some improvement in the ultimate tensile strength has been attained. The material inoculated with SWCNT in excess of 0.01 wt.%, showed a gradual deterioration of the above mentioned mechanical properties.

The stress rupture test of the experimental alloy (continuously applies stress 8 kg•f/cm^2/150 °C) have been found to be closely correlated with the room temperature mechanical properties data. With introduction of SWCNT predictive additives (0; 0.001; 0.005 wt.%) time-to-rupture correspondingly increased with a maximum three-fold increase attained. Inoculation with SWCNT in a quantity of more than 0.01 wt.% has resulted in decrease of the stress rupture strength of the alloy.

Examination of the alloy microstructure inoculated with the incremental SWCNT additives showed that the alloy with 0.05 wt.% of SWCNT has a more favorable structure featuring the refined grains, finer and more uniformly distributed γ phase precipitates. The specimens inoculated with SWCNT in a range of 0.01…0.1 wt.% are characterized with a considerably less pronounced discontinuous precipitation of β phase $Mg_{17}Al_{12}$ with the formation of a cellular or pearlitic structure as compared with the standard alloy.

.

XXX
МІЖНАРОДНИЙ КОНГРЕС ДВИГУНОБУДІВНИКІВ

2-5 вересня 2025 р.

Тези доповідей

Оригінал-макет виготовлено на кафедрі конструкції авіаційних двигунів
Національного аерокосмічного університету
«Харківський авіаційний інститут»

Відповідальний за випуск д-р техн. наук, проф. С.В. Єпіфанов

Підписано до друку 27.08.2025 р.
Формат 60x84 1/16. Друк цифровий

Умовн.-друк. арк. 3,78 Наклад. 100 прим.
Замовлення 27-08 Ціна вільна

Видавець
Національний аерокосмічний університет «Харківський авіаційний інститут»
61070, Харків-70, вул. Вадима Манька, 17
http://www.khai.edu, e-mail: ntrio@khai.edu

Виготовлювач
ФОП Іванченко І.С.
Україна, 61135, Харків, пр. Тракторобудівників, 89-а/62,
тел.: +38 (050/093) 40-243-50

Свідоцтво про внесення суб'єкта видавничої справи
до Державного реєстру видавців,
виготовлювачів і розповсюджувачів видавничої продукції
сер. ДК № 4388 від 15.08.2012
www.monograf.com.ua