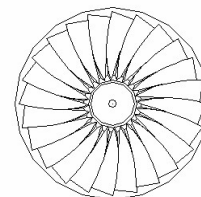
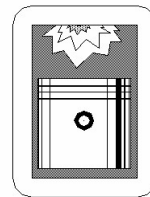


Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського «ХАІ»
Національний технічний університет «ХПІ»
Державне підприємство «Запорізьке машинобудівне
КБ Прогрес» ім. академіка А.Г. Івченка
Акціонерне товариство «Мотор Січ»
Акціонерне товариство «ФЕД»



XXIX

МІЖНАРОДНИЙ КОНГРЕС ДВИГУНОБУДІВНИКІВ



ТЕЗИ ДОПОВІДЕЙ

Харків «ХАІ» 2024

XXIX - міжнародний конгрес двигунобудівників:

Тези доповідей. – Харків: Нац. аерокосмічний ун-т «Харк. авіац. ін-т», 2024 – 76 с.

Представлено матеріали пленарних та секційних доповідей XXIX 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 ім. М.Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут», протокол 1 від 28.08.2024 р.

ПРЕЗИДІЯ:

Кравченко І.Ф.	керівник ДП «Івченко-Прогрес», Генеральний конструктор, чл.-корр. НАНУ
Єпіфанов С.В.	завідувач кафедри Національного аерокосмічного університету ім. М. Є. Жуковського «ХАІ», д.т.н., професор
Марченко А.П.	проректор НТУ «ХП» д.т.н., професор
Попов В.В.	голова правління АТ «ФЕД», д.т.н.
Клименко Л.П.	ректор ЧНУ ім. Петра Могили, д.т.н., професор

ВЧЕНИЙ СЕКРЕТАР:

Білогуб О.В.	Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського «ХАІ», д.т.н., проф.
---------------------	--

ЧЛЕНИ ПРОГРАМНОГО КОМІТЕТУ:

Балушок К.В.	канд. техн. наук;
Баранов О.О.	д-р техн. наук, проф.;
Білогуб О.В.	д-р техн. наук, проф.;
Білоусов Є.В.	д-р техн. наук, проф.;
Варбанець Р.А.	д-р техн. наук, проф.;
Грицюк О.В.	д-р техн. наук, проф.;
Дмитрієв С.О.	д-р техн. наук, проф., лауреат Державної премії України;
Єпіфанов С.В.	д-р техн. наук, проф.;
Кулик М.С.	д-р техн. наук, проф., лауреат Державної премії України;
Мацевитий Ю.М.	академік НАНУ;
Мітрахович М.М.	д-р техн. наук, проф.;
Парсаданов І.В.	д-р техн. наук, проф.;
Пильов В.О.	д-р техн. наук, проф.;
Пржисова Р.	д-р техн. наук, проф. ITWL, Польща;
Радковські С.	д-р техн. наук, проф.;
Русанов А.В.	академік НАНУ, чл.-корр. НАНУ, лауреат Державної премії України;
Строков О.П.	д-р техн. наук, проф.;
Терещенко Ю.М.	д-р техн. наук, проф.;
Тимошевський Б.Г.	д-р техн. наук, проф.;
Тимошенко В.І.	чл.-корр. НАНУ, лауреат Державної премії України;
Халатов А.А.	академік НАНУ, лауреат Державної премії України

Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського
"Харківський авіаційний інститут", 2024 р.

ЗМІСТ

ТЕОРІЯ ТА РОБОЧІ ПРОЦЕСИ

І.І. Юдін

АНАЛІЗ РОЗПОДІЛУ ТЕМПЕРАТУР У КАМЕРІ ЗМІШУВАННЯ ДВУКОНТУРНОГО ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВИГУНА З ТУРОВЕНТИЛЯТОРНОЮ ПРИСТАВКОЮ.....	11
--	----

А.А. Дуленов

ЧИСЛОВЕ МОДЕЛЮВАННЯ ТЕЧІЇ У СТУПЕНІ ОСЬОВОГО ВЕНТИЛЯТОРА ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВОКОНТУРНОГО ДВИГУНА	11
--	----

А.А. Дуленов, А.В. Балалаєв

ОЦІНКА ПАРАМЕТРІВ ВЕНТИЛЯТОРА ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВОКОНТУРНОГО ДВИГУНА З НАДРОТОРНИМ ПРИСТРОЄМ	12
---	----

В.В. Отрощенко, М.О. Пікуль, Ю.М. Терещенко

ВПЛИВ ТЕМПЕРАТУРИ ЛОПАТКОВОГО ВІНЦЯ НА КОЕФІЦІЄНТ КОРИСНОЇ ДІЇ ТА СТУПІНЬ ПІДВИЩЕННЯ ТИСКУ РОБОЧОГО КОЛЕСА ОСЬОВОГО КОМПРЕСОРА.....	13
---	----

В.Ю. Усенко, К.В. Балалаєва, М.М. Мітрахович

ОЦІНКА ЕФЕКТИВНОЇ ТЯГИ СПІВВІСНОГО ЗАКАПОТОВАНОГО ГВИНТОВЕНТИЛЯТОРА В ПОЛЬОТНИХ УМОВАХ	13
---	----

А.А. Ковтун

ВИЗНАЧЕННЯ ВПЛИВУ ФОРМИ ТА КІЛЬКОСТІ ЛОПАТЕЙ НА ККД ГВИНТА КВАДРОКОПТЕРА	14
---	----

А.А. Ковтун

ВИЗНАЧЕННЯ РІВНЯ АКУСТИЧНОГО ТИСКУ ГВИНТА БПЛА.....	15
---	----

А.А. Ковтун, А.О. Мельченко, К.В. Балалаєва, В.Ю. Усенко

ОЦІНКА АКУСТИЧНОГО ВИПРОМІНЮВАННЯ ЗАКАПОТОВАНОГО ГВИНТА БПЛА.....	16
--	----

А.О.Хорохордін, М.М.Мітрахович

РЕЗУЛЬТАТИ ДОСЛІДЖЕННЯ КВАЗІЗОЕНТРОПІЙНОГО СТИСНЕННЯ ПОВІТРЯ В ПЛОСКОМУ НАДЗВУКОВОМУ ВХІДНОМУ ПРИСТРОЇ СИЛОВОЇ УСТАНОВКИ З ГТД	16
--	----

Д.О.Плакуций, І.Ф. Кравченко

РЕЗУЛЬТАТИ ДОСЛІДЖЕНЬ ХАРАКТЕРИСТИК ЗАКАПОТОВАНОГО ПОВОРОТНОГО ГВИНТОВЕНТИЛЯТОРА В ПОЛЬОТНИХ УМОВАХ	17
--	----

С.Д. Войтенко, О.М. Добриденко, Ю.М. Терещенко, І.Л. Трофімов, А.В. Яковлева

ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ХІММОТОЛОГІЧНОЇ НАДІЙНОСТІ АВІАЦІЙНИХ ДВИГУНІВ ПРИ ВИКОРИСТАНІ ІМПОРТНИХ ПАЛИВ	18
--	----

В.В. Столярчук

МЕТОДИ ТА ЗАХОДИ ПІДВИЩЕННЯ ЕФЕКТИВНОСТІ ДЕТОНАЦІЙНИХ
РЕАКТИВНИХ ДВИГУНІВ 19

О. Д.Ніколаєв, І. Д. Башилій, Р. Марчан

ВИХРЕУТВОРЕННЯ ТА НИЗЬКОЧАСТОТНІ КОЛИВАННЯ В РІДИННОМУ
РАКЕТНОМУ ДВИГУНІ ПІД ЧАС ТЕЧІЇ ГАЗОВИХ ПРОДУКТІВ ЗГОРЯННЯ
В КАМЕРІ..... 20

В.В. Нерубаський

СУЧАСНИЙ СТАН І ПЕРСПЕКТИВИ РОЗВИТКУ ГТД
ДЛЯ НАДВАЖКИХ ГЕЛІКОПТЕРІВ 21

О.Ю. Лисиця, І.І. Петухов

CFD-МОДЕЛЮВАННЯ ПОТОКОРОЗПОДІЛУ ПРИ ЗМІШУВАННІ ВОДНЮ
І ПОВІТРЯ В КАНАЛІ 21

Р. Yu. Tsukanov, S. V. Yerifanov (Р.Ю. Цуканов, С.В. Єніфанов)

SYSTEMS FOR COOLING LIQUID INJECTION IN TURBINE ENGINE
GAS FLOW DUCT
(СИСТЕМИ ВПРОСКУВАННЯ ОХОЛОДНОЇ РІДИНИ В ПРОТОЧНУ
ЧАСТИНУ АВІАЦІЙНИХ ГАЗОТУРБІННИХ ДВИГУНІВ) 22

D. Dolmatov (Д. Долматов)

THE ROLE OF NEGATIVE OXYGEN IONS IN REDUCING THE INTENSITY
OF NOX FORMATION AND REDUCING THE SPEED OF FLAME PROPAGATION
(РОЛЬ НЕГАТИВНИХ ІОНІВ КИСНЮ В ЗНИЖЕННІ ІНТЕНСИВНОСТІ
УТВОРЕННЯ NOX І ЗНИЖЕННІ ШВИДКОСТІ РОЗПОВСЮДЖЕННЯ
ПОЛУМ'Я)..... 24

D. Dolmatov (Д. Долматов)

NUMERICAL AND PHYSICAL STUDIES OF HIGH-TEMPERATURE
COMBUSTION AND ELECTRICAL STIMULATION OF THE PRIMARY
COMBUSTION ZONE
(ЧИСЕЛЬНО-ФІЗИЧНІ ДОСЛІДЖЕННЯ ВИСОКОТЕМПЕРАТУРНОГО
ГОРІННЯ ТА ЕЛЕКТРОСТИМУЛЯЦІЇ ПЕРВИННОЇ ЗОНИ ГОРІННЯ)..... 24

D. Dolmatov (Д.А. Долматов)

PECULIARITIES OF REACTION MECHANISMS SENSITIVITY ANALYSIS
FOR PROCESSES WITH ABNORMAL DISTRIBUTION OF EXCITED
PARTICLES AND NON-ARRHENIUS REACTIONS
(ОСОБЛИВОСТІ АНАЛІЗУ ЧУТЛИВОСТІ МЕХАНІЗМІВ РЕАКЦІЇ
ДЛЯ ПРОЦЕСІВ З АНОМАЛЬНИМ РОЗПОДІЛОМ ЗБУДЖЕНИХ
ЧАСТИНОК І НЕАРРЕНІУСІВСЬКИХ РЕАКЦІЙ) 25

Cai Bizness Ramasami, Л.О. Базима (Sai Vigness Ramasamy, L.A. Bazyma)

IODINE AS AN ALTERNATIVE PROPELLANT FOR SPACE
ELECTRIC PROPULSION
(ЙОД ЯК АЛЬТЕРНАТИВНЕ ПАЛИВО ДЛЯ ЕЛЕКТРОРАКЕТНИХ ДВИГУНІВ) 26

M.S. Gontijo (М.С. Гонтіхо)

INVESTIGATION OF THE EXISTING METHODS FOR DESIGNING PRE-COMBUSTION CHAMBERS IN HYBRID ROCKET ENGINES (ДОСЛІДЖЕННЯ ІСНУЮЧИХ МЕТОДІВ ПРОЕКТУВАННЯ КАМЕР ПОПЕРЕДНЬОГО ЗГОРЯННЯ В ГІБРИДНИХ РАКЕТНИХ ДВИГУНАХ)	26
---	----

ПОРШНЕВІ ДВИГУНИ ВНУТРІШНЬОГО ЗГОРЯННЯ

О.В. Грицюк, А.П. Кузьменко, Б.О. Лазченко, В.В. Копилов

НАУКОВО-ТЕХНІЧНИЙ І ВИРОБНИЧИЙ ПОТЕНЦІАЛ УКРАЇНИ ЩОДО ВИГОТОВЛЕННЯ НАУКОСМНОЇ ПРОДУКЦІЇ ДИЗЕЛЕБУДУВАННЯ	28
--	----

Ю.Ф. Гутаревич, М.Д. Гора

ПОЛІПШЕННЯ ПОКАЗНИКІВ РОБОТИ ДВИГУНА З ІСКРОВИМ ЗАПАЛЮВАННЯМ В РЕЖИМАХ ПОВНИХ НАВАНТАЖЕНЬ ДОБАВКОЮ ЗАКИСУ АЗОТУ ДО ПОВІТРЯНОГО ЗАРЯДУ	28
---	----

Є.В. Білоусов, А.П. Марченко, В.П. Савчук, Т.П. Білоусова

ВИКОРИСТАННЯ МЕТАНОЛУ У ЯКОСТІ МОТОРНОГО ПАЛИВА ДЛЯ СУДНОВИХ ДВИГУНІВ ВНУТРІШНЬОГО ЗГОРЯННЯ	29
--	----

А.П. Марченко, М.Т. Міщенко

ДОСЛІДЖЕННЯ ПАРАМЕТРІВ ЗГОРЯННЯ БЕНЗИНУ З ДОБАВКОЮ ВОДНЮ В ДВИГУНІ З ІСКРОВИМ ЗАПАЛЮВАННЯМ НА РЕЖИМАХ ЗОВНІШНЬОЇ ШВИДКІСНОЇ ХАРАКТЕРИСТИКИ	30
--	----

***О. М. Kondratenko, К. R. Umerenkova, А. М. Lievtierov, О. Р. Strokov,
V. Yu. Koloskov, О. О. Lytvynenko
(О. М. Кондратенко1, К. Р. Умеренкова1, А. М. Левтєров, О. П. Строков,
В. Ю. Колосков, О. О. Литвиненко)***

PROVISION OF ECOLOGICAL AND FIRE SAFETY IN EXPLOITATION OF VEHICLES BASED ON PISTON PNEUMATIC AND CRYO ENGINES USING NITROGEN AS WORKING FLUID (ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ЕКОЛОГІЧНОЇ ТА ПОЖЕЖНОЇ БЕЗПЕКИ ЕКСПЛУАТАЦІЇ ТРАНСПОРТНИХ ЗАСОБІВ НА ОСНОВІ ПОРШНЕВИХ ПНЕВМО- ТА КРЮДВИГУНІВ ІЗ ЗАСТОСУВАННЯМ АЗОТУ ЯК РОБОЧОГО ТІЛА)	31
---	----

А.М. Левтєров, А.М. Авраменко

ВИБІР ПАРАМЕТРІВ ГАЗОВОГО ЗМІШУВАЧА ДЛЯ КОНВЕРСІЇ ДИЗЕЛЬНОГО МОТОР-ГЕНЕРАТОРА У ГАЗОДИЗЕЛЬНИЙ	31
--	----

Д.І. Іванов, С.Ю. Білик

ПЕРЕВАГИ ТА ОСОБЛИВОСТІ ВИКОРИСТАННЯ ТЕХНОЛОГІЇ ЦИФРОВИХ ДВІЙНИКІВ ДЛЯ СТАЦІОНАРНИХ ГАЗОВИХ ДВИГУНІВ	32
---	----

С.С. Кравченко, Б.С. Чучуменко, Д.С. Таланін

ПОРІВНЯЛЬНА ОЦІНКА ШКІДЛИВИХ ВИКИДІВ СИЛОВИХ УСТАНОВОК ТРАНСПОРТНИХ ЗАСОБІВ	33
--	----

О.В. Білогуб

ПРОФІЛЮВАННЯ ПОВЕРХНІ ПАЛЬЦЕВОГО ОТВОРУ В БОБИЩІ ПОРШНЯ.....	33
---	----

А. П. Марченко, В. В. Пильов

ПРОБЛЕМАТИКА ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ НАДІЙНОСТІ БІЧНОЇ ПОВЕРХНІ ПОРШНІВ ФОРСОВАНИХ ДВЗ	34
--	----

**О.Ю. Лінков, В.В. Пильов, А.П. Марченко, С.А. Кравченко,
Г.В. Малишев, О.М. Клименко**

АНАЛІЗ ПРИЧИН РУЙНУВАННЯ ГОЛОВКИ ЦИЛІНДРА ДВИГУНА ВНУТРІШНЬОГО ЗГОРЯННЯ	35
--	----

М.М. Ткачук, А.В. Грабовський, М.К. Новіков, М.А. Ткачук, С.О. Кравченко, О.С. Льозний

ЕФЕКТИ ПРИ ДИСКРЕТНО-КОНТИНУАЛЬНОМУ ЗМІЩЕННІ ЕЛЕМЕНТІВ МАШИН	35
---	----

В. В. Пильов, О. Ю. Лінков, А. П. Марченко

УДОСКОНАЛЕННЯ ЕМПІРИЧНОЇ МОДЕЛІ ГРАНИЧНИХ УМОВ ТЕПЛООБМІНУ ПОРШНЯ ШВИДКОХІДНОГО ДИЗЕЛЯ.....	36
--	----

Р.А. Варбанець, Д.С. Мінчев, Ю.М. Кучеренко, В.І. Залож

ДІАГНОСТУВАННЯ СУДНОВИХ ДИЗЕЛІВ ЗА ПАРАМЕТРАМИ РОБОЧОГО ПРОЦЕСУ В РЕАЛЬНОМУ ЧАСІ.....	36
--	----

О.Ю. Лінков, О.С. Шевченко

ВИКОРИСТАННЯ ТЕХНОЛОГІЙ ПОТ В СИСТЕМАХ МОНІТОРІНГУ ТА КЕРУВАННЯ ДВИГУНОМ	37
---	----

О. В. Триньов, Д. Г. Сівих, А. М. Сергієнко

АВТОМАТИЗАЦІЯ ВИМІРЮВАНЬ ТЕПЛОВИХ ВИТРАТ ДВИГУНА В СИСТЕМІ ЗМАЩЕННЯ ТА ОХОЛОДЖЕННЯ	38
---	----

С.С. Кравченко, А.П. Кузьменко, Д.К. Ободець

ВИКОРИСТАННЯ ПЛАТФОРМИ ARDUINO ПРИ ДОСЛІДЖЕННІ ДВИГУНІВ ВНУТРІШНЬОГО ЗГОРЯННЯ	38
--	----

А.П. Марченко, І.В. Парсаданов

КРИТЕРІЇ ОЦІНЮВАННЯ ЕФЕКТИВНОСТІ ДЕКАРБОНІЗАЦІЇ СИЛОВИХ УСТАНОВОК ТРАНСПОРТУ	39
---	----

В.М.Бганцев

ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНА ОЦІНКА ПОКАЗНИКІВ РОБОТИ МАЛОЛІТРАЖНОГО ГАЗОВОГО ДВИГУНА ПРИ МОДЕЛЮВАННІ УМОВ ЙОГО РОБОТИ ЯК НЕЙТРАЛІЗАТОРА ШКІДЛИВИХ ВИКИДІВ ПАЛИВНИХ ЕЛЕМЕНТІВ ЕНЕРГЕТИЧНИХ КОМПЛЕКСІВ	40
--	----

КОНСТРУКЦІЯ ТА МІЦНІСТЬ

Д.В. Боровик, Ю.І. Евдокименко, Г.О. Фролов

ВИЗНАЧЕННЯ КОЕФІЦІЄНТУ ТЕПЛОПРОВІДНОСТІ КОМПОЗИЦІЙНИХ
ВУГЛЕЦЬ-ВУГЛЕЦЕВИХ МАТЕРІАЛІВ ПРИ ТЕМПЕРАТУРІ ДО 2000 °С.....41

Є.П. Гаврилов, Ю.В. Власенко, С.С. Юцкевич, О.Є. Якобчук, О.М. Карускевич

ТЕРТЯ ЯК ВИЗНАЧАЛЬНИЙ ФАКТОР ВПЛИВУ
ПЛІВКОУТВОРЮЮЧИХ АНТИКОРОЗІЙНИХ СПОЛУК НА
ДОВГОВІЧНІСТЬ ЗАКЛЕПКОВИХ З'ЄДНАНЬ.....42

Є.П. Гаврилов, С.Р. Ігнатович, М.В. Карускевич, Т.П. Маслак, О.М. Карускевич

МЕТОДОЛОГІЯ КОНТРОЛЮ ПОБІЧНИХ ЕФЕКТІВ ЗАСТОСУВАННЯ
АВІАЦІЙНИХ ПЛІВКОУТВОРЮЮЧИХ АНТИКОРОЗІЙНИХ СПОЛУК.....42

І.І. Джавадова, С.Р. Ігнатович

ВИЗНАЧЕННЯ КОЕФІЦІЄНТІВ ІНТЕНСИВНОСТІ НАПРУЖЕНЬ
В АВІАЦІЙНИХ КОНСТРУКЦІЯХ
ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНО – РОЗРАХУНКОВИМИ МЕТОДАМИ.....44

Є.О. Неманежін, Г.І. Львов, Ю.І. Торба

РОЗРОБКА МЕТОДУ ВИЗНАЧЕННЯ ВПЛИВУ АНІЗОТРОПНИХ
ХАРАКТЕРИСТИК МОНОКРИСТАЛІЧНИХ ТУРБІННИХ ЛОПАТОК
ГАЗОТУРБІННИХ ДВИГУНІВ НА ЇХ ДОВГОТРИВАЛУ МІЦНІСТЬ.....44

С.С. Кригін

ДОСЛІДЖЕННЯ ВІДНОСНИХ ДЕФОРМАЦІЙ ДЕТАЛЕЙ
АВІАЦІЙНИХ ДВИГУНІВ, ЩО ЗНАХОДЯТЬСЯ ПІД ВПЛИВОМ
ПІДВИЩЕНИХ ТЕМПЕРАТУР ЗА ДОПОМОГОЮ ТЕНЗОРЕЗИСТОРІВ.....45

Б.С. Карпінос, В.В. Самулєєв, А.С. Бологін, А.А. Шультін, Є.І. Чемерис

КОМП'ЮТЕРНЕ МОДЕЛЮВАННЯ ТЕРМОВТОМНИХ ПОШКОДЖЕНЬ
ЖАРОВИХ ТРУБ КАМЕР ЗГОРЯННЯ АВІАЦІЙНИХ ДВИГУНІВ.....46

О.Б.Галєнкова, Р.Ю.Шакало, Р.П.Придорожний, О.О.Овчинников

ВИЗНАЧЕННЯ ВЛАСНИХ ЧАСТОТ ТА ФОРМ КОЛИВАНЬ ЛОПАТКИ
ТУРБІНИ, ВИГОТОВЛЕНОЇ ЗІ СПЛАВУ НА ОСНОВІ АЛЮМІНІДУ ТИТАНУ.....47

А.В. Балалаєв, К.В. Балалаєва, М.О. Пікуль, Г.Г. Голембієвський

АНАЛІЗ ДІАГРАМ КЕМПБЕЛА РЕШІТЧАСТИХ ДВОРЯДНИХ ЛОПАТОК
ВЕНТИЛЯТОРА ТРДД ІЗ КОМПОЗИТУ ТА ТИТАНОВОГО СПЛАВУ.....48

S.V. Filipkovskij, S.V. Chaikin (С.В. Філіпковський, С.В. Чайкін)

ANALYSIS OF NONLINEAR VIBRATION CHARACTERISTICS OF A TWO-ROTOR
TURBOFAN ENGINE SYSTEM WITH AN INTERSHAFT SUPPORT
(АНАЛІЗ НЕЛІНІЙНИХ КОЛИВАНЬ ДВОРОТОРНОЇ СИСТЕМИ ТРДД
З МІЖВАЛЬНОЮ ОПОРОЮ).....49

І.В. Войтенко, В.С. Чигрин, Ю.І. Торба

РОЗРАХУНОК КРИТИЧНОЇ ШВИДКОСТІ ФЛАТТЕРА
ПЕРА ЛОПАТКИ ВЕНТИЛЯТОРА.....49

К.М. Подгорський, С.В. Єпіфанов

ФОРМУВАННЯ ПРУЖНОЇ МОДЕЛІ ВАЛА ВЕНТИЛЯТОРА
ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВОКОНТУРНОГО ДВИГУНА
ДЛЯ ВИЗНАЧЕННЯ КРУТИЛЬНОГО МОМЕНТУ ПІД ЧАС ВИПРОБУВАНЬ50

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

МОДЕЛЮВАННЯ ПРОЦЕСУ ОХОЛОДЖЕННЯ ОЛИВИ
В АВІАЦІЙНОМУ ГАЗОТУРБІННОМУ ДВИГУНІ51

І.І. Петухов, А.В. Ковальов

АНАЛІЗ ВПЛИВУ ВІДКАЧКИ ПОТОКУ НА ПАРАМЕТРИ ОЛИВНОЇ
ПЛІВКИ У КАМЕРІ ПІДШИПНИКА ГАЗОТУРБІННОГО ДВИГУНА52

АВТОМАТИЧНЕ КЕРУВАННЯ І ДІАГНОСТИКА

Н.І. Бурау, О.Я. Паздрій, О.А. Повшенко

ВИКОРИСТАННЯ БАГАТОРІВНЕВОЇ ОБРОБКИ ВІБРАЦІЙНИХ СИГНАЛІВ
ДЛЯ БАГАТОКЛАСОВОЇ ДІАГНОСТИКИ ЕЛЕМЕНТІВ СКЛАДНИХ
ОБЕРТОВИХ СИСТЕМ53

В.Ф. Миргород, І.М. Гвоздева

ПОРІВНЯННЯ МЕТОДИК МОДЕЛЮВАННЯ ПРУЖНОЇ ТРАНСМІСІЇ.....54

І.В. Оганян, С.В. Єпіфанов

РОЗРОБКА МЕТОДІВ ДІАГНОСТУВАННЯ ТЕХНІЧНОГО СТАНУ
ПАЛИВНОГО РЕГУЛЯТОРА54

А.Г. Виряченко (А.Г. Буряченко)

THE DEVELOPMENT OF THE IMITATOR OF A TORQUE METER
(РОЗРОБКА ІМІТАТОРУ КРУТНОГО МОМЕНТУ)55

А.В. Дунай

ВИБІР ОПТИМАЛЬНОГО МЕТОДУ АНАЛІЗУ ЕКСПЛУАТАЦІЙНИХ ДАНИХ
АВІАЦІЙНОГО ДВИГУНА ТВ3-117В56

А.А. Царев

ВДОСКОНАЛЕННЯ ЗАХИСТУ АВІАЦІЙНИХ СТАРТЕР-ГЕНЕРАТОРІВ
ПОСТІЙНОГО СТРУМУ ВІД ЕЛЕКТРИЧНИХ УШКОДЖЕНЬ.....57

С.Р. Вялов

ПОРІВНЯЛЬНИЙ АНАЛІЗ МЕТОДІВ ПРОГРАМУВАННЯ ДЛЯ СИСТЕМ
АВТОМАТИЧНИХ ВИПРОБУВАНЬ РЕГУЛЯТОРІВ ГТД.....58

С.В. Єпіфанов, О.В. Бондаренко

УРАХУВАННЯ ОБМЕЖЕНОЇ ШВИДКОСТІ КЕРУЮЧОГО ВПЛИВУ
ПРИ АНАЛІЗІ ТОЧНОСТІ ІДЕНТИФІКАЦІЇ ДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК
ГАЗОГЕНЕРАТОРА58

С.Ю. Свєженцев

УДОСКОНАЛЕННЯ МОНІТОРИНГУ РЕСУРСУ ОСНОВНИХ ДЕТАЛЕЙ
РОТОРІВ ГАЗОТУРБІННИХ ДВИГУНІВ ІЗ УРАХУВАННЯМ ТЕПЛООБМІНУ
В МАСТИЛЬНИХ ПОРОЖНИНАХ.....59

О. Prokhorova, N. Kalchuk (О. Прохорова, Н. Кальчук)

ABOUT SOME HISTORICAL ASPECTS OF THE DEVELOPMENT OF METHODS
FOR SOLVING OPTIMIZATION PROBLEMS
(ПРО ДЕЯКІ ІСТОРИЧНІ АСПЕКТИ РОЗВИТКУ МЕТОДІВ РОЗВ'ЯЗАННЯ
ЗАДАЧ ОПТИМІЗАЦІЇ).....60

О.В. Бондаренко

ІДЕНТИФІКАЦІЯ ДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ДВОВАЛОВОГО
ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВОКОНТУРНОГО ДВИГУНА61

Д.К. Дмитрієв

УДОСКОНАЛЕННЯ СИСТЕМИ УПРАВЛІННЯ ДОЗУЮЧИМ НАСОСОМ
МОДЕЛЮВАННЯ В ГАЗОТУРБІННОМУ ДВИГУНІ62

ТЕХНОЛОГІЯ

Д.О. Куц, В.С. Єфанов

ПЕРСПЕКТИВИ ЗАСТОСУВАННЯ АДИТИВНОЇ ТЕХНОЛОГІЇ
У ВИРОБНИЦТВІ ДЕТАЛЕЙ АВІАЦІЙНИХ ГТД63

О.В. Подобний, М.М. Алєйніков

ВИБІР ТЕХНОЛОГІЇ 3D-ПРИНТИНГУ ДЛЯ ЗАСТОСУВАННЯ НА
ДП «ІВЧЕНКО-ПРОГРЕС».....63

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

ДОСЛІДЖЕННЯ ВПЛИВУ КОМПЛЕКСУ ВИРОБНИЧИХ ФАКТОРІВ
СЛП-ПРОЦЕСУ НА ЯКІСТЬ В ПРИКОРДОННИХ ОБ'ЄМАХ ВИРОБІВ
ЗІ СТАЛІ 316L.....64

О. В. Шорінов

ВІДНОВЛЕННЯ КРИТИЧНО ПОШКОДЖЕНИХ ДЕТАЛЕЙ
АВІАЦІЙНИХ ДВИГУНІВ ХОЛОДНИМ ГАЗОДИНАМІЧНИМ
НАПИЛЮВАННЯМ.....65

А.Д. Попов, В.Ф. Сорокін

ВИЗНАЧЕННЯ СТУПЕНЯ ЕФЕКТИВНОСТІ УЛЬТРАЗВУКОВОГО
ОЧИЩЕННЯ ПРИ КОНТАКТНОМУ МЕТОДІ З ПІДВИЩЕНИМ
ГІДРОСТАТИЧНИМ ТИСКОМ.....66

Е.А. Строчак, О.В. Овчинников, О.В. Завгородній, Р.Ю. Білий, Р.Б. Осипчук

ВИГОТОВЛЕННЯ СФЕРИЧНИХ ПОРОШКІВ ІЗ АВІАЦІЙНОГО
СПЛАВУ ТІ6АL-4V З ВИКОРИСТАННЯМ ЛЕГОВАНОГО
ТИТАНУ ГУБЧАТОГО66

О.В. Завгородній, О.В. Овчинников М.М. Пясецький, А.М. Іванів, Д.В. Урекін	
ВПЛИВ ПАРАМЕТРІВ РОТАЦІЙНОГО ПЛАЗМОВОГО РОЗПИЛЕННЯ НА РОЗМІР СФЕРИЧНИХ ПОРОШКІВ ІЗ ЖАРОМІЦНИХ СПЛАВІВ	68
С.Г. Маковський, В. Грешта, В.А. Шаломєєв	
ОБ'ЄМНА МОДИФІКАЦІЯ ЛИВАРНОГО МАГНІЄВОГО СПЛАВУ МЛ5 НАНОЧАСТИНКАМИ ТЕХНІЧНОГО ВУГЛЕЦЮ	70
С.М. Данилов, Д.О. Тьомкін, В.В. Наумик, О.О. Педаш	
ТЕХНОЛОГІЧНЕ ПОКРАЩЕННЯ СТРУКТУРИ ТА ВЛАСТИВОСТЕЙ ЖАРОМІЦНОГО НІКЕЛЕВОГО СПЛАВУ	70
К.Б. Балушок, С.Л. Чигілейчик	
СФЕРА ЗАСТОСУВАННЯ АДИТИВНИХ ТЕХНОЛОГІЙ МЕТОДОМ ПЛАЗМОВОГО НАПЛАВЛЕННЯ ПРИ ВИРОБНИЦТВІ АВІАЦІЙНИХ ДВИГУНІВ ..	71
К.Б. Балушок, С.Л. Чигілейчик	
РЕМОНТ ДЕТАЛЕЙ АВІАЦІЙНИХ ДВИГУНІВ ІЗ ЖАРОМІЦНИХ НІКЕЛЕВИХ СПЛАВІВ ІЗ ЗАСТОСУВАННЯМ АДИТИВНИХ ПЛАЗМОВИХ ТЕХНОЛОГІЙ.....	72
К.Б. Балушок, С.Л. Чигілейчик, І.А. Петрик, С.С. Сахно	
УМОВИ ЗАБЕСПЕЧЕННЯ ПРАЦЕЗДАТНОСТІ АВІАЦІЙНИХ ДЕТАЛЕЙ ІЗ ЖАРОМІЦНИХ НІКЕЛЕВИХ СПЛАВІВ У АДИТИВНОМУ ВИРОБНИЦТВІ.....	73
К.Б. Балушок, О.Г. Селіверстов, С.О. Прокопенко, С.С. Сахно	
ОЦІНКА МОЖЛИВОСТІ ВИЯВЛЕННЯ ТРІЩИН ПІД ЧАС КОНТРОЛЮ ЛЮМІ-ОВ НА ЛОПАТКАХ ТУРБІН ПІСЛЯ НАНЕСЕННЯ КОМПЛЕКСНИХ ЖАРОСТІЙКИХ ПОКРИТТІВ	74
К.Б. Балушок, І.А. Петрик, С.О. Прокопенко, С.С. Сахно	
МАГНІТРОННІ РОЗПИЛЮВАЛЬНІ СИСТЕМИ ДЛЯ НАНЕСЕННЯ ЖАРОСТІЙКИХ ПОКРИТТІВ НА РОБОЧІ ЛОПАТКИ ТУРБІН, РЕАЛІЗАЦІЯ НА ІСНУЮЧОМУ ОБЛАДНАННІ.....	75

ТЕОРІЯ ТА РОБОЧІ ПРОЦЕСИ

УДК 621.43

І.І. Юдін

АНАЛІЗ РОЗПОДІЛУ ТЕМПЕРАТУР У КАМЕРІ ЗМІШУВАННЯ ДВУКОНТУРНОГО ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВИГУНА З ТУРОВЕНТИЛЯТОРНОЮ ПРИСТАВКОЮ

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

Такі конструкції двигунів, відомі як двоконтурні двигуни з заднім розташуванням турбовентиляторної приставки, створені на основі базових газогенераторів одноконтурних ТРД.

Основним недоліком конструктивно-компоновочної схеми ТРДД з заднім розташуванням є значна температурна нерівномірність потоку в каналі турбовентиляторної приставки: внутрішня - турбінна частина робочого колеса обтікається гарячим газом за турбіною з температурою $T = 800 - 900 \text{ K}$; зовнішня частина приставки, яка працює як вентилятор другого контура, обтікається повітряним потоком з параметрами атмосферного повітря. Це призводить до високого рівня температурних напруг у робочих лопатках колеса.

Основна особливість робочого процесу ТРТД порівняно з робочим процесом ТРДД полягає в тому, що для створення потужності в ТРТД турбіною турбовентилятора використовується енергія газового потоку, який виходить з камери змішування потоків першого і другого контурів. У камері змішування відбувається обмін енергією між повітрям другого контура газогенератора та газовим потоком за турбіною газогенератора.

Ціллю є завдання розрахункового дослідження камери змішування, з метою аналізу розподілу температури на виході із камери змішування. Для досягнення цілі були вирішені задачі: розрхувати камеру змішування. Знайдено оптимальні параметри змішування від параметрів камери змішування. Для дослідження течії у камері змішування обрано аналітичний метод та метод чисельного експерименту.

В результаті при дослідженні розподілу температур на виході із камери змішування отримано розподіл температур. Знайдено оптимальні параметри температури у камері змішування в залежності від ступеню двоконтурності.

Практичне значення - отримані результати можна використовувати у камерах змішування у форсажних турбореактивних двигунах та у триконтурних турбореактивних двигунах.

УДК 621.45.032.3

А.А. Дуленов

ЧИСЛОВЕ МОДЕЛЮВАННЯ ТЕЧІЙ У СТУПЕНІ ОСЬОВОГО ВЕНТИЛЯТОРА ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВУКОНТУРНОГО ДВИГУНА

Числове моделювання процесів виконується з метою детального дослідження характеристик, знаходження нових пояснень та формулювання теорій. Числовий експеримент дозволяє уникнути повномасштабного фізичного експерименту, правильно організувати процес течії в ядрі потоку на необхідних режимах роботи. Удосконалення характеристик робочого колеса вентилятора досягається завдяки застосуванню числового моделювання процесів та детального вивчення його характеристик. В результаті числового експерименту можна отримати повне уявлення про характер течії та визначити найбільш впливовий параметр, підібрати найбільш ефективну модель турбулентної в'язкості, котра замикає систему рівнянь Нав'є-Стокса. Числове моделювання течії – актуальний і критично необхідний етап у послідовному

дослідженні характеристик ступеня вентилятора. Залежність ступеня підвищення тиску від масової витрати повітря у вентиляторі повністю відображає ефективність заданих параметрів потоку робочого повітря: осьової швидкості на вході в вентилятор, частоти обертання ротора, масової витрати на виході з робочого колеса. Оцінка візуалізацій ліній потоку робочого тіла для визначених частот обертання дозволяє оцінити характер ліній току, дослідити швидкість потоку у визначених перерізах, дати рекомендації для подальшого дослідження. За результатами моделювання отримано серію витратних характеристик вентилятора турбореактивного двоконтурного двигуна з високим ступенем двоконтурності при відносній частоті обертання від 70% до 100%. Ступінь підвищення тиску досліджуваного вентилятора змінюється від 1,21 до 1,45 при масовій витраті повітря від 470,45 кг/с до 836,35 кг/с. Частота обертання суттєво впливає на інтенсивність та локацію вихороутворень. Вирішити таку проблему може застосування методів керування примежовим шаром, зокрема застосування надроторного пристрою. В подальшому планується дослідити вплив керування примежовим шаром методом застосування надроторного пристрою у цьому робочому колесі вентилятора турбореактивного двигуна з високим ступенем двоконтурності.

УДК 621.45.032.3

А.А. Дуленов, А.В. Балаласєв

ОЦІНКА ПАРАМЕТРІВ ВЕНТИЛЯТОРА ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВОКОНТУРНОГО ДВИГУНА З НАДРОТОРНИМ ПРИСТРОЄМ

Турбореактивні двоконтурні силові установки знаходять своє широке застосування у авіації завдяки характеристикам зниженої питомої витрати палива, підвищеної масової витрати повітря, збільшеним коефіцієнтам корисної дії у порівнянні з іншими типами газотурбінних двигунів. Детальне дослідження таких машин дозволяє знаходити шляхи покращення залежності ступеня підвищення тиску від масової витрати, що є актуальною задачею багатьох двигунобудівників сучасності. Левова частка досліджень турбореактивних двоконтурних двигунів припадає на роботу зі ступенями компресора та/або вентилятора, які відіграють важливу роль в циклі таких силових установок. Дослідники працюють з математичними моделями, виконують газодинамічні розрахунки та підбивають підсумки з або без проведення фізичного експерименту, що дозволяє з заданою точністю та в досить швидкі строки отримати результати числового моделювання. При роботі на відносній частоті обертання 100% та 95% від 470,45 кг/с до 630 кг/с ступінь підвищення тиску π зростає до 8,6...10,5%, при збільшенні масової витрати - π зменшується на 1,8...2,4%. При обертанні ротора вентилятора на відносній частоті 90% ступінь підвищення тиску π зростає до 7,1% при масовій витраті від 470,45 кг/с до 575 кг/с. При збільшенні масової витрати, ступінь підвищення тиску зменшується на 1,9%. При роботі вентилятора на відносній частоті 85% та 80% ступінь підвищення тиску π зростає до 2,3...5,4% при масовій витраті від 470,45 кг/с до 523 кг/с. При збільшенні масової витрати, ступінь підвищення тиску зменшується на 1,8%. При режимі роботи на відносній частоті 70% наявність надроторного пристрою сприяє зменшенню ступеня підвищення тиску в усьому діапазоні розглянутої масової витрати повітря, ступінь підвищення тиску зменшується 1,25%. Наявність надроторного пристрою впливає на характер обтікання в робочому колесі. Спостерігається зменшення інтенсивності зони вихорового обтікання за лопатковим вінцем. Зона понижених швидкостей зменшується майже вдвічі та зникає з периферійної частини лопаткового вінця. Наявність надроторного пристрою позитивно впливає на характер обтікання робочого колеса вентилятора турбореактивного двоконтурного двигуна з високим ступенем двоконтурності.

В.В. Отрощенко, М.О. Пікуль, Ю.М. Терещенко

ВПЛИВ ТЕМПЕРАТУРИ ЛОПАТКОВОГО ВІНЦЯ НА КОЕФІЦІЄНТ КОРИСНОЇ ДІЇ ТА СТУПІНЬ ПІДВИЩЕННЯ ТИСКУ РОБОЧОГО КОЛЕСА ОСЬОВОГО КОМПРЕСОРА

Предметом дослідження є характеристика робочого колеса компресора з урахуванням нагріву лопаткового вінця. Об'єктом дослідження є лопатковий вінець робочого колеса осьового компресора.

Метою роботи є оцінка впливу температури лопаткового вінця на характеристику робочого колеса осьового компресора. В роботі поставлено та вирішено такі задачі: проведено моделювання течії у робочому колесі компресора з урахуванням рівномірного нагріву лопаткового вінця до температури у діапазоні $T_l/T_n = 1 \dots 2$ з кроком 0,25 при різних значеннях осьової швидкості потоку на вході від 100 до 140 м/с з кроком 10 м/с; розраховано ступінь підвищення тиску та ККД робочого колеса компресора в діапазоні нагріву лопаткового вінця $T_l/T_n = 1 \dots 2$ з кроком 0,25; проведено оцінку впливу нагріву лопаткового вінця робочого колеса компресора на характер обтікання у міжлопатковому каналі робочого колеса. Дослідження проводилось методом чисельного експерименту у програмному середовищі Ansys Workbench Student.

Результати: Здійснено оцінку впливу температури лопаткового вінця робочого колеса на характеристику робочого колеса компресора. Отримано залежності ККД η та ступеню підвищення тиску π робочого колеса компресора від коефіцієнта швидкості C_a при різних значеннях температури лопаткового вінця у діапазоні $T_l/T_n = 1 \dots 2$. Показано, що температура лопаткового вінця не суттєво впливає на характеристики робочого колеса. Так, зі збільшенням співвідношення температури лопаткового вінця до температури навколишнього середовища ККД η зростає на 0,06...0,173%. В той же час ступінь підвищення тиску π майже не змінюється. Зі збільшенням коефіцієнту швидкості C_a ступінь підвищення тиску π спочатку зменшується на 0,001...0,003, проте надалі при $T_l/T_n = 1,25 \dots 2$ поступово зростає на 0,005 порівняно з результатами, отриманими під час розрахунку характеристик робочого колеса компресора при $T_l/T_n = 1$.

Наукова новизна та практична значимість: отримано нові дані щодо впливу температури лопаткового вінця робочого колеса на характеристику робочого колеса компресора. Отримані результати дослідження можна використовувати при оптимізації турбовентиляторної приставки газотурбінного двигуна та створенні перспективних триконтурних газотурбінних двигунів.

УДК 621.452.33.05.

В.Ю. Усенко, К.В. Балаласва, М.М. Мітрахович

ОЦІНКА ЕФЕКТИВНОЇ ТЯГИ СПІВВІСНОГО ЗАКАПОТОВАНОГО ГВИНТОВЕНТИЛЯТОРА В ПОЛЬОТНИХ УМОВАХ

Нафтова криза та глобальне забруднення планети ставить перед розробниками авіаційного транспорту задачі щодо підвищення економічності та ефективності авіаційних двигунів.

Україна, одна з небагатьох країн, яка має повний цикл розробки, виготовлення та обслуговування літальних апаратів. Розвиток більш економічної та ефективної регіональної авіації дозволить зменшити вартість квитків, приверне увагу нових пасажирів. Також, це дозволить знизити рівень шкідливих викидів. Основним типом літаків, які використовуються для регіональних ліній, є літаки з турбогвинтовими або турбогвинтовентиляторними двигунами.

Мета дослідження: оцінити зміну ефективної тяги закапотованого співвісного гвинтовентилятора від числа M на крейсерському режимі роботи. В рамках досягнення мети поставлено та вирішено такі задачі: отримати залежність сили тяги співвісного гвинтовентилятора в

діапазоні чисел Маха від 0,5 до 0,7 на висоті крейсерського польоту; отримати залежність сили опору співвісного гвинтовентилятора в діапазоні чисел Маха від 0,5 до 0,7 на висоті крейсерського польоту. Предметом дослідження є ефективна тяга співвісного закапотованого гвинтовентилятора. Об'єктом дослідження є співвісний закапотований гвинтовентилятор турбогвинтовентиляторного двигуна. У роботі використані методи чисельного експерименту та теорії теплових двигунів. Для моделювання течії використано програмне середовище Ansys CFX.

Проведено оцінку ефективної тяги закапотованого співвісного гвинтовентилятора на крейсерському режимі роботи. При збільшенні числа Маха від 0,5 до 0,7 сила тяги закапотованого гвинтовентилятора зменшується і становить від 46,2кН до 37,4кН. Сила опору, на відміну від сили тяги, при збільшенні числа Маха від 0,5 до 0,7 зростає від 12,2кН до 17,5кН відповідно. У діапазоні чисел Маха від 0,5 до 0,7 ефективна сила тяги змінюється від 34кН до 20кН відповідно. Важливим фактором при розрахунку тягових характеристик закапотованих гвинтів та гвинтовентиляторів є врахування сили опору. Сила опору для досліджуваних режимів закапотованого співвісного гвинтовентилятора складала від 26,3 до 46,7%. Візуалізація поля швидкості показала, що перед першим рядом та позаду другого ряду гвинтовентилятора утворюється зона зниженої швидкості. Також за капотом утворюється аеродинамічний слід. В подальшому, планується дослідити вплив товщини капоту на ефективну тягу співвісного гвинтовентилятора.

Наукова новизна та практична значимість отриманих результатів: отримано нові дані щодо сили опору закапотованого співвісного гвинтовентилятора на висоті польоту 7км в діапазоні чисел Маха від 0,5 до 0,7. Отримані дані можуть бути використані при модернізації турбогвинтовентиляторних двигунів.

УДК 621.452.33.05.

А.А. Ковтун

ВИЗНАЧЕННЯ ВПЛИВУ ФОРМИ ТА КІЛЬКОСТІ ЛОПАТЕЙ НА ККД ГВИНТА КВАДРОКОПТЕРА

В останні роки БПЛА стали відігравати незамінну роль у військовому та цивільному застосуванні як у нашій країні, так і у світі. Це спричиняє необхідність глибокого дослідження та покращення характеристик БПЛА. Одним із визначальних факторів високих тягових характеристик є оптимальні параметри гвинта - форма лопаті, кути установки, аеродинамічний профіль, діаметр лопаті гвинта, частота обертання, кількість лопатей і т.д. Не менш важливим параметром є коефіцієнт корисної дії (ККД).

Метою роботи є оцінка впливу форми та кількості лопатей на зміну коефіцієнта корисної дії гвинта безпілотного літального апарату. Для досягнення мети були вирішені наступні задачі: отримати залежність ККД від частоти обертання для семи дволопатевого гвинтів з різною формою лопаті; отримати залежність ККД від частоти обертання для гвинтів з двома, трьома, чотирма та п'ятьма лопатями. Предметом дослідження є коефіцієнт корисної дії гвинта безпілотного літального апарату. Об'єкт - гвинт безпілотного літального апарату. Дослідження течії у гвинті безпілотного літального апарату проводилось методом чисельного експерименту. Рівняння Нав'є-Стокса замикались моделлю турбулентності SST. Коефіцієнт корисної дії розраховувався на основі аеродинамічного розрахунку гвинта. Діапазон частоти обертання змінювався від 3000 об/хв. до 11000 об/хв.

Представлена оцінка впливу форми та кількості лопатей на ККД гвинтів БПЛА та розподілення сили тяги по поверхні лопаті. Показано, що форма та кількість лопатей впливають на ефективність гвинтів. Всі сім гвинтів з різною формою лопатей при певних частотах обертання мають ККД вище 0,9. При мінімальній дослідженій частоті обертання 3000 об/хв. ККД всіх дволопатевого гвинтів має найменші значення і становить від 0,2 до 0,78. При збільшенні

частоти обертання ротора двигуна ККД гвинтів поступово збільшується, максимум ККД спостерігається при частотах обертання 6000 – 10000 об/хв. Візуалізація сили тяги на поверхні лопатей дволопатевого гвинтів показала, що форма лопатей також впливає на створення тяги. В ході двоетапного дослідження проведено обґрунтування форми та кількості лопатей гвинта БПЛА. Отриманий трилопатевого гвинт має ККД від 0,63 до 0,98 в діапазоні частот обертання від 3000 об/хв. до 11000 об/хв..

Наукова новизна та практична значимість проведених досліджень полягає в тому, що отримані нові дані щодо впливу форми та кількості лопатей гвинта безпілотного літального апарату на коефіцієнт корисної дії. Отримані дані можуть бути використані під час створення та оптимізації параметрів гвинтів безпілотних літальних апаратів.

УДК 621.452.33.05.

А.А. Ковтун

ВИЗНАЧЕННЯ РІВНЯ АКУСТИЧНОГО ТИСКУ ГВИНТА БПЛА

Можливості використання безпілотних літальних апаратів (БПЛА) стрімко зростають. З подальшим розвитком акумуляторних технологій, зв'язку, навігації, спостереження та автономних систем загалом багато БПЛА працюватимуть на відносно малих висотах. Таким чином, проблема впливу шуму БПЛА на здоров'я та благополуччя людини стане більш актуальною. Випромінювання шуму стане суттєвою перешкодою для їх широкого впровадження. БПЛА генерують складне акустичне поле, яке до кінця не вивчене.

Предметом дослідження є акустична характеристика гвинта безпілотного літального апарату. Об'єктом дослідження є гвинт безпілотного літального апарату.

Метою роботи є оцінка впливу форми та кількості лопатей на зміну рівня акустичного тиску гвинта безпілотного літального апарату. Для досягнення мети були вирішені наступні задачі: моделювання течії в семи дволопатевого гвинтах з різною формою лопаті; моделювання течії в гвинті безпілотного літального апарату з 2-5 лопатями.

Дослідження течії у гвинті проводилось методом чисельного експерименту. Акустичні характеристики розраховувались на основі аеродинамічних характеристик гвинта. Рівень акустичного тиску L оцінювався в ближньому акустичному полі для перших шести гармонік.

Досліджено зміну рівня акустичного тиску для семи гвинтів безпілотних літальних апаратів при різних формах лопаті. Периферійний та втулковий діаметр, кути установки лопатей, режим роботи не змінювались для всіх досліджуваних варіантів гвинтів. Аналіз отриманої акустичної характеристики показав, що при незмінних кутах установки лопаті та режиму роботи, форма лопаті впливає на зміну рівня акустичного тиску. Гвинт з широкохордною формою лопаті має найгірші акустичні характеристики в дослідженому діапазоні частот обертання. Застосування шаблевидної форми лопаті не призвело до зменшення рівня акустичного тиску. Рівень акустичного тиску при частоті обертання гвинта з шаблевидною формою лопаті від 3000 до 11000 об/хв. такий же, як і рівень акустичного тиску гвинтів з формою лопаті №5, 6, 7.

Отримані дані зміни рівня акустичного тиску гвинтів з різною кількістю лопатей показують, що кількість лопатей впливає на генерування акустичного випромінювання. При збільшенні лопатей від двох до п'яти рівень акустичного тиску збільшився на 0,8...3,5 дБ.

Наукова новизна та практична значимість проведених досліджень полягає в тому, що отримані нові дані щодо впливу форми лопаті гвинта безпілотного літального апарату на рівень акустичного тиску в ближньому полі. Отримані дані допоможуть у створенні і оптимізації параметрів гвинтів безпілотних літальних апаратів.

ОЦІНКА АКУСТИЧНОГО ВИПРОМІНЮВАННЯ ЗАКАПОТОВАНОГО ГВИНТА БПЛА

Беспілотні літальні апарати (БПЛА) на сьогоднішній день відіграють важливу роль у житті людей, їх застосування розповсюджується на багато сфер людської діяльності. Але, разом з тим, окрім той користі, яку несуть БПЛА, є суттєвий недолік – акустичне забруднення. Важливою проблемою, яка потребує вирішення, є зменшення рівня акустичного випромінювання БПЛА. При польоті основними джерелами шуму БПЛА є його гвинти. Серед засобів зниження шуму гвинтів можна виділити наступні: оптимізація геометричних параметрів лопаті, оптимізація кількості лопатей та кількості гвинтів, застосування дворядних гвинтів, зниження частоти обертання гвинта, застосування капоту. Такий метод як застосування капоту заслуговує особливої уваги. В якості недоліку конструкції за капотованого гвинта можна відзначити збільшення ваги.

Метою роботи є оцінка впливу капоту на акустичне випромінювання гвинта БПЛА. В роботі поставлено та вирішено наступні задачі: порівняння значень рівня звукового тиску відкритого та закапованого гвинта безпілотного літального апарату; візуалізація джерел широкосмугового шуму закапованого гвинта. Дослідження течії у закапованому та відкритому гвинті проводилось методом чисельного експерименту. Рівень звукового тиску розраховувався в ближньому акустичному полі (радіус 1 м) як сума акустичного випромінювання перших шести гармонік. Для візуалізації джерел шуму використовувалася модель широкосмугового шуму отримана на основі формули Праудмана, за допомогою якої розраховується загальна звукова потужність.

На основі моделювання течії у відкритому та закапованому гвинті БПЛА отримані значення рівня звукової потужності для кожного дослідженого режиму роботи. На всіх досліджених режимах роботи при частоті обертання 3000...10000 об/хв. рівень акустичного тиску гвинта БПЛА значно знизився завдяки застосуванню капоту. Найбільше зниження шуму відповідає нижчим частотам обертання. Закапований гвинт має акустичне випромінювання на 6,97...6,3 дБ нижче, ніж відкритий в діапазоні частоти обертання 3000...10000 об/хв. відповідно. Візуалізація джерел широкосмугового шуму при обтіканні за капотованого гвинта БПЛА показує, що основним джерелом широкосмугового шуму виступає капот. Зони з візуалізацією широкосмугового шуму наявні, як на нижній так і на верхній кромці капоту.

Наукова новизна та практична значимість проведених досліджень полягає в тому, що отримані нові дані щодо впливу капоту гвинта безпілотного літального апарату типу квадрокоптер на акустичне випромінювання. Отримані дані допоможуть у створенні гвинтів безпілотних літальних апаратів з покращеними акустичними характеристиками.

РЕЗУЛЬТАТИ ДОСЛІДЖЕННЯ КВАЗІЗОЕНТРОПІЙНОГО СТИСНЕННЯ ПОВІТРЯ В ПЛОСКОМУ НАДЗВУКОВОМУ ВХІДНОМУ ПРИСТРОЇ СИЛОВОЇ УСТАНОВКИ З ГТД

Розвиток авіаційної та ракетної техніки, зокрема, літальних апаратів, що здійснюють політ у атмосфері зі швидкостями, що значно перевищують швидкість звуку, створило ряд науково-технічних проблем, а саме: визначення аеротермогазодинамічних характеристик надзвучового потоку та їх верифікація; тепловий захисту конструкції літальних апаратів від аеродинамічного нагріву і їх міцність; розробка обчислювальних моделей для чисельного моделювання, що дозволяють проводити розрахунки параметрів обтікання надзвучовим потоком

елементів літальних апаратів складних геометричних форм. На сучасних надзвукових літальних апаратах застосовуються вхідні пристрої, що відрізняються принципом організації процесу гальмування надзвукового потоку як за кількістю стрибків ущільнення та їх розташуванням в площині входу, формою поперечного перерізу, розташуванням їх на літальному апараті та іншими ознаками. Відомо, що надзвуковий вхідний пристрій зовнішнього стиснення складається з надзвукової і дозвукової частин. В дослідженні розглянуто течію в надзвуковій частині.

Теоретичною основою досліджень за визначеним напрямом є сучасна газова динаміка потоку, що рухається із надзвуковими швидкостями, та газогідравлічна теорія ударних хвиль. Гальмування потоку, що набігає, в надзвукових вхідних пристроях, що використовуються при розрахункових числах M від 1,5 до 5, здійснюється в спеціально організованій системі стрибків ущільнення. З цією метою використовуються профільовані поверхні, при обтіканні яких утворюється кілька послідовно розташованих один за одним косих стрибків ущільнення (хвиль стиснення), що перетинаються та закінчуються зазвичай прямим стрибком ущільнення. Такі поверхні є поверхнями гальмування потоку надзвукового потоку. Вважаємо, що робочим тілом є повітря є двоатомним газом з п'ятьма ступенями свободи, тому коефіцієнт адіабати приймаємо 1,41.

При збільшенні поверхонь гальмування збільшується кількість косих стрибків ущільнення у надзвуковій частині вхідного пристрою зовнішнього стиснення, що може призвести до безперервного (ізоентропійного) або квазіізоентропійного гальмування надзвукового потоку без значних втрат повного тиску. Такий спосіб гальмування і стиснення надзвукового потоку може бути реалізований на всій поверхні гальмування або на деякій її ділянці.

В дослідженні розглянуто основні результати визначення довжини і кутів нахилу елементів квазіізоентропійної поверхні гальмування плоского надзвукового вхідного пристрою зовнішнього стиснення, розрахунку параметрів стрибків ущільнення (інтенсивності) і течії за стрибками ущільнення (числа M), умови переходу до квазіізоентропійного стиснення потоку, розрахунку розміру довжини прямого стрибка ущільнення, визначення коефіцієнта збереження повного тиску в косих і прямому замикаючому стрибках ущільнення і в цілому надзвуковій частині вхідного пристрою.

УДК 629.735.035.3:629.735.035.5 (043.5)

Д.О.Плакуций, І.Ф. Кравченко

РЕЗУЛЬТАТИ ДОСЛІДЖЕНЬ ХАРАКТЕРИСТИК ЗАКАПОТОВАНОГО ПОВОРОТНОГО ГВИНТОВЕНТИЛЯТОРА В ПОЛЬОТНИХ УМОВАХ

Основні напрями розвитку сучасного авіадвигунобудування зосереджені на зменшенні витрати палива, зниженні рівня акустичного випромінювання, зменшенні викидів шкідливих речовин та зниженні експлуатаційних витрат. Аналіз тенденцій розвитку сучасних авіаційних двигунів показує, що збільшення ступеня двоконтурності двоконтурного турбореактивного двигуна може покращити його економічність. Використання закапотованого гвинтовентилятора дозволяє зменшити акустичне випромінювання, збільшити тягу та ефективність.

Предметом дослідження є робочий режим закапотованого поворотного гвинтовентилятора. Об'єктом дослідження є закапотований гвинтовентилятор з поворотними лопатями робочого колеса двоконтурного турбореактивного двигуна з надвисоким ступенем двоконтурності ($m=20$). Метою роботи є оцінка впливу кута установки лопаті на характеристики закапотованого гвинтовентилятора двоконтурного турбореактивного двигуна з надвисоким ступенем двоконтурності ($m=20$) в польотних умовах. Для досягнення мети вирішені наступні задачі: моделювання течії у закапотованому гвинтовентиляторі на висоті $H=11$ км при зміні кута установки лопаті від $+10^\circ$ до -5° від базового кута установки в діапазоні чисел Маха на вході від 0,5 до 0,7; розрахунок ККД, ступені підвищення тиску та силу тяги закапотованого

гвинтовентилятора при досліджуваних умовах роботи. При проведенні математичного моделювання течії в закапотованому гвинтовентиляторі не враховувався опір капоту. Дослідження здійснено з використанням методу чисельного експерименту за допомогою програмного середовища ANSYS CFX. Геометрична модель закапотованого поворотного гвинтовентилятора побудована в середовищі NX. Сіткова модель виконана в програмному середовищі ICEM, має блочну структуру.

Отримані результати показали, що кут встановлення лопаті – один із важливих факторів, що впливає на ККД, ступінь підвищення тиску, силу тяги та інші параметри та характеристики закапотованого гвинтовентилятора. В польотних умовах на висоті 11 км в діапазоні чисел Маха на вході $M=0,5 \dots 0,7$ при повороті лопаті робочого колеса закапотованого гвинтовентилятора на від'ємний кут $\beta = -5^\circ$ сила тяги зменшується на 6,2...10,8%, при зміні кута установки до $\beta = +10^\circ$ сила тяги зменшується на 3,4...42,6%. Зміна кута установки лопаті робочого колеса закапотованого гвинтовентилятора призводить до зниження ступеня підвищення тиску. ККД закапотованого гвинтовентилятора із поворотною лопаттю зростає від 8,7...9,1% до 1,8...3,4% для числа Маха $M=0,5$ та $M=0,6$ при зміні кута установки лопаті робочого колеса на $\beta = +5^\circ$ та $\beta = +10^\circ$. При повороті лопаті на кут $\beta = -5^\circ$ ККД знижується на 13,6...14,5% для всього розглянутого діапазону чисел Маха.

Наукова новизна та практична значимість результатів дослідження полягає в тому, що отримані нові дані щодо дослідження характеристик (ККД, ступеня підвищення тиску, сили тяги) закапотованого гвинтовентилятора двоконтурного турбореактивного двигуна з надвисоким ступенем двоконтурності ($m=20$) та поворотною лопаттю гвинтовентилятору. Отримані рекомендації можливо використовувати при створенні перспективних авіаційних двигунів.

УДК 629.7/358.4

*С.Д. Войтенко, О.М. Добриденко, Ю.М. Терещенко,
І.Л. Трофімов, А.В. Яковлева*

ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ХІММОТОЛОГІЧНОЇ НАДІЙНОСТІ АВІАЦІЙНИХ ДВИГУНІВ ПРИ ВИКОРИСТАНІ ІМПОРТНИХ ПАЛИВ

У Повітряних Силах експлуатується парк винищувачів оснащених газотурбінними двигунами. Відповідно до експлуатаційної документації для цієї авіаційної техніки як основне паливо застосовується паливо РТ дублює ТС-1. У 2014 році було прийнято рішення, щодо застосування імпортного палива Jet A-1 та сумішей палив Jet A-1 і РТ. В період інтенсивного застосування військовою авіацією палива Jet A-1 було виявлено негативний вплив палив на їх експлуатаційну надійність, який призводять до низки авіаційних подій (пожежі, аварії, відмови силових агрегатів) внаслідок прогару основних і форсажних камер згорання двигунів.

Авторським колективом розпочати дослідження з метою усунення негативного впливу при застосуванні палива Jet A-1 та сумішей Jet A-1, РТ та ТС-1, визначення чинників і факторів цього впливу, обґрунтування практичних заходів, щодо попередження, запобігання та усунення характерних пошкоджень та відмов двигунів та паливних систем літаків.

При постановці задачі досліджень, за результатами аналізу статистичних даних ремонтних підприємств визначено перелік агрегатів і конструктивних одиниць авіаційних двигунів та паливних систем характер пошкоджень яких необхідно дослідити. Також, проаналізовано існуючу у ЗС України практику застосування та контролю якості сучасних палив.

На першому етапі роботи проводяться дослідження існуючого хімотологічного середовища функціонування авіаційних двигунів при використанні сучасних палив, з метою: визначення залежності властивостей реактивних палив, від застосування різних технологій виробництва та зберігання, визначення переліку контрольованих показників палив, що впливають на експлуатаційну надійність авіаційних двигунів.

На другому етапі роботи проводяться теоретичні та експериментальні дослідження хімотологічних процесів, що відбуваються під час експлуатації авіаційних двигунів та

паливних систем при використанні сучасних палив, з метою: визначення впливу факторів та їх показників на надійність елементів двигунів; обґрунтування практичних рекомендації щодо запобігання характерних відмов двигунів та паливних систем.

За результатами двох етапів досліджень будуть обґрунтовані практичні рекомендації щодо запобігання характерних пошкоджень та відмов агрегатів і складаних одиниць двигунів та розроблені проекти нормативно-методичних документів, щодо застосування на авіаційній техніці Збройних Сил імпортного палива Jet A-1 та сумішей палив Jet A-1 і РТ.

УДК 621.45.034 / 544.454.3

В.В. Столярчук

МЕТОДИ ТА ЗАХОДИ ПІДВИЩЕННЯ ЕФЕКТИВНОСТІ ДЕТОНАЦІЙНИХ РЕАКТИВНИХ ДВИГУНІВ

Принципово новим напрямом у розвитку двигунобудування є розробка двигунів, що працюють на детонаційному принципі перетворення енергії робочого тіла. Рішення даного завдання забезпечить технічний прорив в космічній галузі за рахунок реалізації багатьох чинників: збільшення термодинамічного коефіцієнта корисної дії двигуна; менша питома витрата палива; спрощення конструкції двигуна, зменшення маси двигунної установки; зменшення тиску подачі палива в камеру згоряння.

Метою роботи є отримання результатів досліджень визначальних характеристик: розробка математичних моделей кінетики газодинамічних та теплових процесів у камері детонаційного горіння з аеродинамічним регулюванням; врахування складу та властивостей газу у робочому середовищі камери; моделюванні робочих процесів в проточній частині двигуна; дослідження механізму автоколиваний в камері на основі кінематичних закономірностей руху газів; розробка методів експериментальних вимірювань детонаційних потоків для перевірки розрахункових моделей; вдосконалення інженерної методики розрахунку камер детонаційного горіння з аеродинамічним регулюванням детонаційного реактивного двигуна на задану потужність.

В роботі були висвітлені основні методи підвищення ефективності детонаційних реактивних двигунів:

- Вдосконалення конструкції камери згоряння сприяє підвищенню ефективності що включає оптимізацію форми камери, використання передових матеріалів, забезпечення рівномірного змішування палива;
- Впровадження форсажної камери, що впорскує додаткове паливо у сопловий дифузор;
- Впровадження двигунів зі змінним циклом дозволяє регулювати параметри роботи двигуна залежно від умов польоту, оптимізуючи продуктивність двигуна в широкому діапазоні висот та швидкостей, що призводить до підвищення ефективності;
- Впровадження ефективної системи охолодження підвищить загальну ефективність;
- Впровадження передових систем керування та алгоритмів оптимізує продуктивність двигуна на основі різних робочих умов [1].

На підставі результатів проведених теоретичних та експериментальних досліджень запропоновано інженерний метод розрахунку камер, запропоновані математичні моделі газодинамічних та теплових процесів у камері детонаційного горіння з аеродинамічним регулюванням, що враховують співвідношення витрат повітря та палива, дозволяють визначити властивості та склад продуктів згоряння [2]. Отримані розрахункові рівняння для визначення частоти коливаний у камері детонаційного горіння з урахуванням аеродинамічного регулювання, розроблено метод розрахунку кінетики газодинамічних та теплових процесів у камері детонаційного горіння залежно від коефіцієнта надлишку повітря з аеродинамічним регулюванням. Було визначено що чим вищий тиск у керованій системі, тим швидша швидкість регулювання приводу, і тим більше регулювання потоку газу [3]. Порівнюючи зміни положення фронту

полум'я в умовах різних відстаней впорскування було визначено, що за тієї самої схеми впорскування, але різних конфігурацій порожнини, положення фронту полум'я має ту саму тенденцію, що й зміна в коефіцієнті еквівалентності, що пов'язано з потужністю розряду запальника та середовищем поля потоку всередині порожнини [4]. Експериментальні дослідження характеристик детонаційних двигунів та їх впровадження є актуальними, для швидкого впровадження новітніх інноваційних технологій у ракетно-космічну галузь України.

Список використаних джерел

1. Сосновська О. В.; Золотько О. Є.; Золотько О. В.; Столярчук В.В.. Ежекторний детонаційний двигун на екологічно чистих компонентах палива. Aerospace technic and technology. 2021-08-27/doi: [10.32620/aktt.2021.4.03](https://doi.org/10.32620/aktt.2021.4.03)
2. Tian, S.; Duan, Y.; Chen, H. Numerical Investigation on Aerodynamic Characteristics of an Active Jets-Matrix Serving as Pitch Control Surface. Aerospace 2022, 9, 575. <https://doi.org/10.3390/aerospace9100575>
3. Chen, Y.; Wang, S.; Liu, W. Data-Driven Transition Models for Aeronautical Flows with a High-Order Numerical Method. Aerospace 2022, 9, 578. <https://doi.org/10.3390/aerospace9100578>
4. Curran, D.; Wheatley V.; Smart M.. [High Mach Number Operation of Accelerator Scramjet Engine](https://doi.org/10.2514/1.A35511). Published by the American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., with permission. Published Online:2 Jan 2023, <https://doi.org/10.2514/1.A35511>.

УДК 621.43

О.Д.Ніколаєв, І.Д. Башилій, Р. Марчан

ВИХРЕУТВОРЕННЯ ТА НИЗЬКОЧАСТОТНІ КОЛИВАННЯ В РІДИННОМУ РАКЕТНОМУ ДВИГУНІ ПІД ЧАС ТЕЧІЇ ГАЗОВИХ ПРОДУКТІВ ЗГОРЯННЯ В КАМЕРІ

Коливання тяги двигуна обумовлені нестационарними динамічними процесами в камері згоряння. Наявність вихрової структури у течії продуктів згоряння в камері згоряння може призвести до динамічної нестійкості рідинного ракетного двигуна (РРД) з відносно високим рівнем коливань тиску. Цей вид нестійкості у низці досліджень пов'язують із вихреутворенням (Surface Vortex Shedding (SVS) – процес) при просторовому русі газоподібних продуктів згоряння компонентів палива РРД у камері згоряння та її розвиток часто розглядається як наслідок:

- поверхневого вихреутворення з різною шорсткістю стінок камери,
- вихреутворенням після перешкоди при русі газоподібних продуктів,
- кутовим вихреутворенням в елементах конструкції камери згоряння.

Проведено дослідження вищеписаних SVS динамічних процесів під час течії газових продуктів згоряння в камері згоряння РРД малої тяги та виконано оцінку впливу поверхневого вихреутворення з різною шорсткістю стінок камери на гідродинамічні процеси в камері. Виконано математичне моделювання нестационарної течії газу в камері двигуна, яке у розв'язуваній задачі розглядалося як двовимірне осесиметричне. Чисельний аналіз виконано за допомогою програмного комплексу скінченно-елементного аналізу ANSYS Fluent (LES - Large Eddy Simulation Model).

На основі результатів чисельного дослідження динаміки камери згоряння РРД визначено, що рух газоподібних продуктів згоряння палива вздовж стінок циліндричної камери відбувається з утворенням вихорів, що руйнуються в процесі переміщення газового потоку до критичного перерізу камери. Вихреутворення значною мірою залежить від шорсткості циліндричних стінок камери: при шорсткості циліндричних стінок камери на виході з форсунки камери утворюється циркуляційна зона високо амплітудного потоку газу, що розтягнута по довжині камери та коливається з частотою 60 Гц - 80 Гц. З аналізу результатів розрахунку випливає, що у камері РРД розвивається автоколивальний процес, при якому коливання тиску в камері можуть досягати величини 3 бар (величини 40 відсотків від номінальної величини

тиску), що свідчить про SVS нестійкість камери згоряння. Результати чисельного аналізу підтверджуються даними вогневих випробувань камери згоряння двигуна, проведеними для випадків полірування внутрішньої поверхні камери і без полірування.

УДК 629.735.4

В.В. Нерубаський

СУЧАСНИЙ СТАН І ПЕРСПЕКТИВИ РОЗВИТКУ ГТД ДЛЯ НАДВАЖКИХ ГЕЛІКОПТЕРІВ

Сегмент надважких гелікоптерів з ГТД є досить сталим і включає в себе апарати, що мають злітну масу більш ніж 16 т. Необхідно звернути увагу на той факт, що абсолютно нових моделей на ринку майже нема, а ті що існують є розвитком серійних моделей.

Так Mi-26 надійшов в експлуатацію у 1985 р., Boeing CH-47 Chinook – у 1962 р., а Sikorsky CH-53 Sea Stallion – у 1965 р. Усі три типи надважких гелікоптерів модернізуються, з'являються їх нові модифікації, що відповідають найсучаснішим вимогам.

На надважких гелікоптерах застосовуються турбовальні двигуни (ТВаД) з потужністю у діапазоні 4000 ... 12000 к.с. Розробниками та виробниками таких двигунів є всесвітньо відомі фірми General Electric, Honeywell, Rolls-Royce. У цю еліту входить український розробник - ДП «Івченко-Прогрес» зі своїм найпотужнішим у світі гелікоптерним двигуном Д-136.

Ринок ТВаД також досить сталий і консервативний, а багато двигунів (наприклад, Т55, Д-136) розроблено понад 40 років тому. Але є й нові розробки – американський General Electric GE38, який тільки почав експлуатуватися. Сучасний варіант Honeywell T55-GA-714A має потужність близько 5000 к.с., що в чотири рази більше, ніж у перших модифікацій. Двигуни безперервно вдосконалюються, оснащені сучасними цифровими системами керування типу FADEC та діагностичними засобами, що знижують експлуатаційні витрати. Міжремонтний ресурс ТВаД для надважких гелікоптерів досягає 2000...4000 годин, а деякі двигуни експлуатуються за технічним станом.

Особливість ринку надважких гелікоптерів – невисокий попит у зв'язку з високою вартістю та, в основному, військовим застосуванням. Тому такі гелікоптери експлуатуються близько 25 років і довго не потребують заміни. Річний обсяг виробництва рідко коли перевищує 20-30 одиниць.

Найновішими розробками в цій галузі є проект китайського надважкого гелікоптера AVIC AC332 та проект нового російського ТВаД ПД-12В потужністю 12000 к.с. Обидві програми розраховані на 10-12 років. Перші опрацювання китайського гелікоптера передбачали використання модернізованого українського двигуна Д-136-2.

Існує альтернативна гілка розвитку гвинтокрилів – конвертоплани – ЛА, що поєднують окремі можливості літака та гелікоптера. В надважкому класі на початку 2000 років було розроблено такий ЛА - Bell-Boeing V-22 Osprey. Виготовлено понад 400 екземплярів V-22, ведеться розробка більшого ЛА з вантажопідйомністю близько 20 т за проектом QTR (Quad TiltRotor). Конструктивна складність та висока вартість розробки є обмежуючими факторами розвитку таких ЛА.

УДК 621.6

О.Ю. Лисиця, І.І. Петухов

CFD-МОДЕЛЮВАННЯ ПОТОКОРОЗПОДІЛУ ПРИ ЗМІШУВАННІ ВОДНЮ І ПОВІТРЯ В КАНАЛІ

Використання водню в якості палива як для наземного транспорту, так і в авіаційно-космічній галузі є загальносвітовою тенденцією. Крім екологічності водень має дуже високі

теплоту та швидкість згорання, забезпечує великий холодоресурс та коефіцієнти тепловіддачі, що підвищує ефективність двигуна. Проте мала густина та висока стиснюваність водню, широкий діапазон вибухонебезпечних концентрацій у суміші з повітрям, а також низька температура у рідкому стані вимагають ретельного підходу до розрахунку та проектування будь-яких водневих систем.

Оскільки водень має межі займистості в повітрі від 4 до 75 % за об'ємною часткою, навіть незначна тріщина стінки трубопроводу, негерметичність з'єднання та інші пошкодження конструкції можуть призвести не тільки до зупинки роботи системи, а й пожежі. Особливо гостро це питання стоїть для систем, розташованих на борту літака. На сьогоднішній день CFD-моделювання є найпоширенішим інструментом для вирішення задач змішування потоків, зокрема, з метою встановлення зон з вибухонебезпечною концентрацією водню в повітрі. Існуючі моделі для розрахунку витоку водню в атмосферу, розливу рідкого водню з подальшим його випаровуванням, змішування потоків у трубі носять прикладний характер і відносяться до конкретної геометрії та умов перебігу процесу.

В даній роботі представлено CFD-моделювання поточкорозподілу при змішуванні водню з повітрям, яке потрапляє в канал через малі отвори, що моделюють тріщини чи негерметичність запірних елементів. В роботі розглядаються різні варіанти потрапляння повітря в канал (через стінку чи по осі), місця входу повітря розташовані на різному віддаленні від входу водню. В початковому стані газоподібний водень рухається по трубі при тиску 1-2 бар, його витрата варіюється в межах 1...40 г/с. Задача розглядається у двовимірній стаціонарній постановці, а течія вважається вісесиметричною. Процес змішування потоків моделюється шляхом розв'язання системи рівнянь збереження маси, імпульсу та енергії з додаванням конвективно-дифузійного рівняння в рамках моделі Specious Transport model. Для опису турбулентності застосовується модель Realizable k-ε. В якості вирішувача такої системи рівнянь визначено Pressure-Based Solver в стаціонарній постановці.

Аналіз результатів моделювання поточкорозподілу водню і повітря дозволяє зробити висновки, що для співвідношення масових витрат повітря та водню 1:100, 1:10, 1:1 процес змішування відбувається на перших 0,3-0,5 м довжини від входу повітря в трубу діаметром 10 мм. Локальні зони з вибухонебезпечним співвідношенням водню і повітря для режимів з «безпечною» рівноважною концентрацією водню спостерігаються на перших 0,2 метра труби від входу повітря. Далі за рахунок вирівнювання швидкостей та змішування потоків у каналі концентрація по перерізу поступово вирівнюється і стає близькою до рівноважної. Для співвідношення масових витрат повітря та водню 1:100 об'ємна частка повітря становить приблизно 0,07%. Для варіанта потрапляння повітря через стінку труби (модель тріщини) зона змішування потоків дещо більша (в середньому на 0,2 м), ніж у разі входу повітря по осі труби при однакових витратах газів.

УДК 621.452.3.038.26

R. Yu. Tsukanov, S. V. Yerifanov (Р.Ю. Цуканов, С.В. Єніфанов)

SYSTEMS FOR COOLING LIQUID INJECTION IN TURBINE ENGINE GAS FLOW DUCT (СИСТЕМИ ВПРОСКУВАННЯ ОХОЛОДНОЇ РІДИНИ В ПРОТОЧНУ ЧАСТИНУ АВІАЦІЙНИХ ГАЗОТУРБІННИХ ДВИГУНІВ)

Such problems as: aviation engine thrust/power increase, their specific fuel consumption decrease, their service life increase, and decrease in greenhouse gas emissions (first of all CO₂ and NO_x) to the atmosphere are ones of the most actual. Unfortunately, efforts directed to solve these problems are clashed with some contradictions.

On the one hand, economic reasonability continuously forces to improve fuel efficiency of transport category aircraft (TCA), which leads to increase in compressor pressure ratio (which results in higher combustor inlet temperature) and turbine inlet temperature. Nevertheless, this higher

temperature promotes nitrogen oxides formation during combustion. On the other hand, care about environment preservation leads to permanent rise in requirements as for decreasing in greenhouse gas emissions to the atmosphere. As far as other branches of industry show real progress in decreasing of these emissions, but air transportations grow approximately by 3.2-3.6 % annularly, airports are sustained considerable pressure to decrease the harmful emissions. Herewith, airports introduce fines, based on levels of these emissions, to push aviation industry for development, but airlines for adoption of TCA having low levels of greenhouse gas emissions. Thus, economic requirements come in contradiction with ecological requirements.

Ecological requirements come in contradiction with technological limitations (absence or imperfection of technologies) **and economic requirements** (all ecological technologies considerably increase operating cost of transportation).

Desire to extend airport network, where this TCA model can operate, forces to improve its takeoff and landing performance (especially ensuring as short as possible required length of runway), that requires rather high takeoff thrust/power of engines. It also leads to considerable increase in compressor pressure ratio and turbine inlet temperature (especially at takeoff mode). On the other hand, approximately a third of service life of engine hot-section parts (in particular high pressure turbine blades) is spent just at this mode (which makes about 3 % of total operation time). **Thus, marketing requirements come in contradiction with service life requirements.**

Basing on existing technologies, it is possible to conclude that, acuteness of all these contradictions can be considerably softened due to application of a system for cooling liquid injection (CLIS) in the gas flow duct of gas-turbine engine (GTE). This method allows decrease in nitrogen oxides (NO_x) emissions to the atmosphere, increase in service life of engine hot-section parts, and short-term increase in engine thrust/power. It can be used not only for turbojets and turbofans, but also for turboprops and turboshafts.

It is necessary to note, that among existing methods of mitigation of greenhouse gas emissions to the atmosphere, the only CLIS gives substantial NO_x emission reduction.

CLIS have been proposed by M. Rowe & G. Ladd to improve aircraft engine performance as early as 1946.

CLIS can be classified by several features. Firstly, by cooling fluid injection place (Fig. 1): 1) inlet fluid injection; 2) low-pressure compressor (LPC) or high-pressure compressor (HPC) fluid injection; 3) inter-stage fluid injection; 4) combustor fluid injection.

Secondly, CLIS can be classified by type of injected fluid: a) water; b) water steam; 3) water-alcohol mixture.

Thirdly, by purpose: A) CLIS for extending of airplane flight envelope; B) CLIS for increasing of GTE thrust/power on/near ground; C) CLIS for decreasing NO_x emissions on/near ground.

Each of these technologies has advantages and drawbacks, but the most attractive for application in TCA are versions 2/3/4aB/C.

Three types of methods are used for CLIS analysis: experimental methods, method of computational fluid dynamics (CFD), and analytical methods.

There are a lot of publications devoted to analysis of influence of cooling liquid injection in GTE compressor or combustor on engine performance. But influence of CLIS installation on TCA performance (such as flight

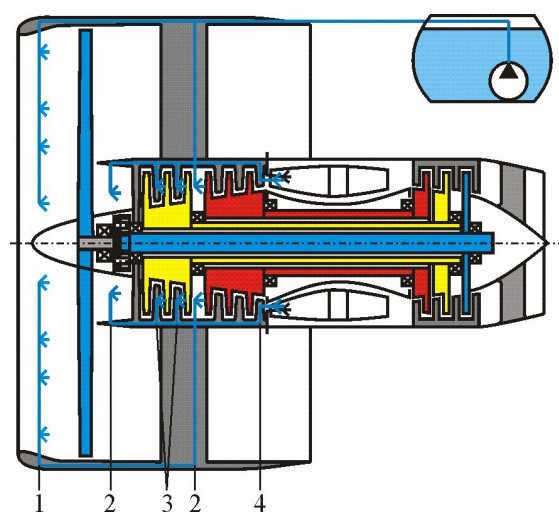


Fig. 1. Possible places of cooling liquid injection: 1 – Inlet injection; 2 – LPC or HPC injection; 3 – Inter-stage injection; 4 – Combustor injection

range and payload) has been studied insufficiently. In available literature, it becomes impossible to find a methodology for new TCA designing as well as existing TCA modification taking into account CLIS installation in it.

Hereupon water injection is widely used in ground gas turbines, but is not practically applied in aviation gas-turbine engines now. Thus, the problem is to research influence of CLIS installation on TCA performance, to reveal obstacles which prevent this technology returning in aviation, and to find ways for the obstacles overcoming.

УДК 621

D. Dolmatov (Д. Долматов)

**THE ROLE OF NEGATIVE OXYGEN IONS IN REDUCING THE INTENSITY
OF NOX FORMATION AND REDUCING THE SPEED OF FLAME PROPAGATION
(РОЛЬ НЕГАТИВНИХ ІОНІВ КИСНЮ В ЗНИЖЕННІ ІНТЕНСИВНОСТІ
УТВОРЕННЯ NOX І ЗНИЖЕННІ ШВИДКОСТІ РОЗПОВСЮДЖЕННЯ ПОЛУМ'Я)**

Normal thermal flames of hydrocarbons (both air and oxygen) usually do not contain a significant amount of ionized particles. Electrochemical stimulation changes the chemical profile of discharge close vicinity, including production of negative oxygen ions (O_2^- , O_2^{2-} and O^-) by low energy free electron by corona and high frequency spark discharge. These intermediate species play crucial role in several kinetics mechanisms and thermodynamic processes of high temperature combustion.

Negative oxygen ions initiate mechanisms with relatively low speed-defining reaction rate, which are competing with regular oxygen oxidation chains. This effect provides significant reduction of summary oxidation speed and decreasing of the flame speed.

The article contains results of stimulated flames mathematical modeling with detailed studies of negative oxygen ion generation, propagation and interaction with high temperature, high pressure primary combustion zone. According to obtained data, distribution of the negative ions can play crucial role in the speed-determining processes but strongly depends on several other factors. Thus, the increasing of alkyl radicals and atomic hydrogen concentration amplifies the drop of flame speed, caused by oxygen ions. On the contrary, hydroxyl radicals (OH and ROH) have complicate influence on the outcome of O_x^- interaction with flame.

There were studied the mechanisms of NO_x high temperature generation in presence of negative oxygen ions. Relative activity of neutral and negatively ionized oxygen was modelled; the impact of alternate ion mechanisms was studied.

УДК 621

D. Dolmatov (Д. Долматов)

**NUMERICAL AND PHYSICAL STUDIES OF HIGH-TEMPERATURE
COMBUSTION AND ELECTRICAL STIMULATION
OF THE PRIMARY COMBUSTION ZONE
(ЧИСЕЛЬНО-ФІЗИЧНІ ДОСЛІДЖЕННЯ ВИСОКОТЕМПЕРАТУРНОГО
ГОРІННЯ ТА ЕЛЕКТРОСТИМУЛЯЦІЇ ПЕРВИННОЇ ЗОНИ ГОРІННЯ)**

The article belongs to detailed studies of the flame structure on macro and micro scale in the primary combustion zone with temperature above 2000K. Numerical modeling of the combustion includes deep research of thermodynamic, gas dynamic and chemical properties of the multicomponent reacting environment on the size scale 1 – 10 mm, 100 – 500 μm , 5 – 25 μm . Physical studies were focused on multi-peak spectrometry in UV, VIS and IR range, mainly temperature and concentration measuring with time scale between 1 and 20 ms.

The influence of micro scale instability of OH radical generation on several crucial processes was studied. According to obtained data, oscillation of reaction rate in the mechanisms of excited CH₂O-involved (all metastable states), basic and excited CHO (second and forth series only), excited and ionized O₂ (singlet and D-oxygen, negative and positive ions) and some other intermediate species lead to significant acceleration of speed-defining stages of general oxidation mechanisms, propagation of micro scale oscillation to macro level and decreasing of flame speed drop probability. The correlation between mechanisms of initial dehydrogenization of hydrocarbon molecules and radicals, on one side, and the abnormal acceleration of smooth oxidation reaction rate, on other side, was studied. The direct interaction between high energy free electron and 12-15 atoms molecules/radicals in the discharge stimulated flames was researched for arc and high frequency spark discharge types.

During the thorough analysis of precise combined spectroscopy, previously unknown peculiarities of the excited particle distribution in the root part of stable discharge were discovered. There were performed measuring of the bulk and the distributed emission in close IR diapason which got better understanding of short-term species influence on the temperature distribution.

УДК 621

D. Dolmatov (Д.А. Долматов)

**PECULIARITIES OF REACTION MECHANISMS SENSITIVITY ANALYSIS
FOR PROCESSES WITH ABNORMAL DISTRIBUTION OF EXCITED PARTICLES
AND NON-ARRHENIUS REACTIONS
(ОСОБЛИВОСТІ АНАЛІЗУ ЧУТЛИВОСТІ МЕХАНІЗМІВ РЕАКЦІЇ
ДЛЯ ПРОЦЕСІВ З АНОМАЛЬНИМ РОЗПОДІЛОМ ЗБУДЖЕНИХ ЧАСТИНОК
І НЕАРРЕНІУСІВСЬКИХ РЕАКЦІЙ)**

The article belongs to problems of reaction mechanism simplification for electrochemically stimulated flames with high number of noticeable non-Arrhenius reactions. Discharge in the reacting gaseous medium always products a lot of abnormal intermediate species, including excited particles in metastable states, ionized components and supercritical short-living resonance structures. Regular relative sensitivity coefficient filtration methods have shown insufficient accuracy for solving of this issue.

Developed method of reaction scheme filtration, based on non-equilibrium impact of basic reactions on the total species and temperature outcome, has been applied to several principal problems with different initial components and boundary conditions. The non-linear, non-stationary dependence of the kinetics scheme and speed-defining basis from the electron and ion reactions was studied. The excited oxygen-carbon and oxygen-hydrogen bonds in the hydroxycarbon intermediate species, according to obtained data, play more significant role in the production of rapidly expanding reaction chains than its analogues in basic states. Various types of atomic and molecular oxygen involved in non-Arrhenius reaction have from 12 to 83% divergence from thermal oxygen-involved reactions sensitivity by both relative and mixed sensitivity coefficient analysis.

Enhancing of the sensitivity analysis method for abnormal mechanisms increases general accuracy of stimulated combustion modeling for CH₄/air-O₂ combustion on 8%; C₂H₂/O₂ – on 4.5%; kerosene/air – on 21%; multicomponent heterogeneous/air – average on 14.3%. The non-physical peculiarities, including artifact acceleration of flame speed in insufficiently filtered mechanisms, were eliminated for most combustion models.

Cai Bizness Ramasami, Л.О. Базума (Sai Vigness Ramasamy, L.A. Bazuma)

**IODINE AS AN ALTERNATIVE PROPELLANT FOR SPACE
ELECTRIC PROPULSION (ЙОД ЯК АЛТЕРНАТИВНЕ ПАЛИВО
ДЛЯ ЕЛЕКТРОРАКЕТНИХ ДВИГУНІВ)**

Most state-of-the-art electric space propulsion systems such as gridded and Hall effect thrusters use xenon as the propellant gas. However, xenon is very rare, expensive to produce, and used in a number of competing industrial applications.

Iodine is emerging as an attractive alternative propellant to xenon for several electric propulsion technologies. Its lower cost and larger availability, its solid state at standard temperature and pressure, its low vapour pressure and its low ionization potential make it an attractive option.

Iodine, as a possible alternative working gas for Hall-type thruster, began to be actively researched in 2010-2013. For example, the American company Busek Co conducted experiments with the supply of iodine steam to an thruster with a power of 0.1 to 10 kW. In addition to high-power engines, where the advantages of electric propulsion systems on the working fluid iodine are undeniable, micro electric propulsion systems are of interest.

Attempts to implement alternative to xenon propellants (Iodine, O₂, N₂, H₂, CO₂ etc) in conventional propulsion systems have been met with measured success. However, use of chemically reactive species, such as O₂, H₂ or iodine, requires the chosen propulsion platform to be chemically compatible with the propellant. Significant reductions in the operational lifetime of the thruster as a result of chemical incompatibility negates any potential increase in thruster performance or propellant availability. Thus, a careful material selection for the electric propulsion system itself, but also for components employed on the satellite is required in the light of typical space mission duration's of several years.

Due to the more complex reaction processes and energy-loss channels in iodine plasma's however, as well as the historical lack of reliable collision cross-section data, the development of accurate theoretical and numerical models has been hindered. The development of techniques which can be applied to chemically dissimilar propellants, focusing on electromagnetic behaviour, would represent a significant improvement in the state of discharge characterization and thruster analysis.

In this work, we conduct a comparative analysis of existing models and methods for calculating the characteristics of various types of electric propulsion using iodine as propellant gas, as well as the results of experiments with iodine plasma.

UDC 004.622: 517.927

M.S. Gontijo (М.С. Гонтихо)

**INVESTIGATION OF THE EXISTING METHODS FOR DESIGNING
PRE-COMBUSTION CHAMBERS IN HYBRID ROCKET ENGINES
(ДОСЛІДЖЕННЯ ІСНУЮЧИХ МЕТОДІВ ПРОЕКТУВАННЯ КАМЕР
ПОПЕРЕДНЬОГО ЗГОРЯННЯ В ГІБРИДНИХ РАКЕТНИХ ДВИГУНАХ)**

Hybrid propellant rocket engines (HPRE) have been under development and advancement since the beginning of rocket propulsion research, alongside with liquid propellant rocket engines and solid propellant rocket motors. However, its pace was much slower than with the other propulsion types. Several companies have proposed hybrid launch vehicles in the last few years, and the research and publications on such technology have increased significantly. One of the most crucial parts of

HPREs is known as the pre-combustion chamber. This device is positioned upstream of the combustion chamber and downstream of the injection head, and greatly impacts on the engine's performance, size, weight, and cost and on combustion stability. Therefore, propulsion engineers are intensely interested in understanding the processes occurring inside the pre-combustion chamber. Unfortunately, there is a low number of available published works on the design of a such system. Additionally, many references only recommend some empirical size relations, which may be only a design starting point. Observing this issue, this paper compiles all the methods for designing pre-combustion chambers and makes rich discussions on each. These methods are: 1) experiments, 2) empirical relations, 3) numerical simulations, 4) droplet vaporization models, 5) combustion instability models, 6) droplet collision outcomes prediction, and 7) molecular dynamics. Also, positive and negative aspects of each method are considered. Moreover, other components that impact the calculation is discussed, such as the injectors and grain's design. Finally, a development workflow recommendation was constructed by applying all discussed methods to reduce related costs and obtain an optimized design.

Гібридні ракетні двигуни (ГРД) розробляються та вдосконалюються з самого початку досліджень ракетного руху, поряд з рідинними ракетними двигунами та твердопаливними ракетними двигунами. Однак їхній розвиток відбувався значно повільніше, ніж інших типів двигунів. За останні кілька років кілька компаній запропонували гібридні ракети-носії, а дослідження та публікації на цю тему значно зросли. Однією з найважливіших частин ГРД є попередня камера згоряння. Цей пристрій розташований перед камерою згоряння та після інжекційної головки і має великий вплив на продуктивність двигуна, розміри, вагу, вартість та стабільність згоряння. Тому інженери-двигунобудівники дуже зацікавлені в розумінні процесів, що відбуваються в попередній камері згоряння. На жаль, існує невелика кількість доступних публікацій щодо проектування такої системи. Крім того, багато джерел лише рекомендують деякі емпіричні співвідношення розмірів, які можуть бути лише початковою точкою проектування. Враховуючи цю проблему, ця стаття збирає всі методи проектування попередніх камер згоряння та детально обговорює кожен з них. Ці методи включають: 1) експерименти, 2) емпіричні співвідношення, 3) числове моделювання, 4) моделі випаровування крапель, 5) моделі нестабільності згоряння, 6) прогнозування результатів зіткнення крапель, і 7) молекулярну динаміку. Також розглядаються позитивні та негативні аспекти кожного методу. Крім того, обговорюються інші компоненти, що впливають на розрахунки, такі як дизайн інжекторів і зерна. Нарешті, рекомендації щодо робочого процесу розробки були складені шляхом застосування всіх обговорених методів для зниження витрат і отримання оптимізованого дизайну.

ПОРШНЕВІ ДВИГУНИ ВНУТРІШНЬОГО ЗГОРЯННЯ

УДК 621.436. 1.12

О.В. Грицюк, А.П. Кузьменко, Б.О. Лазченко, В.В. Копилов

НАУКОВО-ТЕХНІЧНИЙ І ВИРОБНИЧИЙ ПОТЕНЦІАЛ УКРАЇНИ ЩОДО ВИГОТОВЛЕННЯ НАУКОЄМНОЇ ПРОДУКЦІЇ ДИЗЕЛЕБУДУВАННЯ

В даній роботі зроблена спроба надати оцінку перспектив розвитку автомобільного дизелебудування в Україні, наявності та збереження науково-технічного і виробничого потенціалу для продовження виготовлення наукоємної продукції цієї вітчизняної підгалузі в сучасних умовах. На думку авторів виробники транспортних засобів в Україні швидко знайшли підтримку Держави щодо питання включення відносно найскладніших структурних одиниць конструкції автомобіля – двигуна і шасі, до переліку імпортованих комплектуючих, так як виготовлення цих деталей вимагає високотехнологічних процесів із забезпеченням виготовлення деталей з низьким якісним рівнем. Висловлено і інші особисті думки авторів з приводу причин відсутності у складовій сучасного вітчизняного автомобілебудування виготовлення саме джерел енергії, що забезпечують економічний розвиток країни та вважаються наукоємною продукцією. За результатами виконаного дослідження встановлено, що перелік розробок вітчизняного автомобільного дизелебудування за останні роки простягається від доведеного до впровадження у серію двоциліндрового дизеля чотириколісного мотоциклу ЗІМ-800Д і мікрокар ЗІМ-1901 та ЗІМ-1902 до конструкторської документації сучасного шестициліндрового дизеля 6ДТНА2 з чотириклапанною головкою блоку циліндрів і електронною системою уприскування палива. Як приклад спроможності вітчизняного виробничого потенціалу відпрацьовано технологію виробництва головки циліндрів чотирициліндрового дизеля 4ЧН 8,8/8,2 з залученням наявного виробничого ресурсу та використанням імпортованих комплектуючих. Такий підхід дозволяє суттєво скоротити час на виготовлення та підготовку виробництва елементів конструкції двигуна вітчизняного виробництва, що є представником потужнісного ряду «Слобожанський дизель».

УДК 629.43

Ю.Ф. Гутаревич, М.Д. Гора

ПОЛІПШЕННЯ ПОКАЗНИКІВ РОБОТИ ДВИГУНА З ІСКРОВИМ ЗАПАЛЮВАННЯМ В РЕЖИМАХ ПОВНИХ НАВАНТАЖЕНЬ ДОБАВКОЮ ЗАКИСУ АЗОТУ ДО ПОВІТРЯНОГО ЗАРЯДУ

Поліпшення показників роботи двигунів внутрішнього згорання, зокрема двигунів з іскровим запалюванням в режимах повних навантажень є актуальною задачею так як ці режими широко використовують в умовах інтенсивного руху автомобілів в містах і населених пунктах, коли значну частину складають розгони автомобілів з високими прискореннями, в яких використовують максимальні енергетичні показники, підвищення енергетичних показників є актуальним для спортивних транспортних засобів, енергетичних стаціонарних установок за роботи з повним навантаженням. Відомо, що для отримання високих енергетичних показників двигунів з іскровим запалюванням одним з найбільш використовуваних методів є збагачення паливо-повітряної суміші. Робота двигуна на збагаченій паливо-повітряній суміші призводить до збільшення витрати бензину і погіршення екологічних показників, зокрема при використанні каталітичної нейтралізації для зменшення викидів забруднюючих речовин (ЗР) з відпрацьованими газами (ВГ). Тому актуальними є дослідження методів, які дозволяють поліпшити енергетичні і екологічні показники двигуна в названих режимах роботи без

збільшення витрати палива. Таким методом є використання добавки кисневмісних сполук, зокрема закису азоту, до повітряного заряду. Провести широкі експериментальні дослідження цього методу складно. Тому на першому етапі оцінили ефективність цього методу в теоретичних дослідженнях з використанням експериментальних даних, отриманих на конкретному двигуні. Як об'єкт теоретичних і експериментальних досліджень обрали вітчизняний автомобільний двигун МеМЗ-307 з системою впорскування бензину, зворотним зв'язком і каталітичним нейтралізатором. **Мета** дослідження розробити методику і визначити вплив добавки різної величини закису азоту до повітряного заряду на енергетичні, екологічні показники і паливну економічність двигуна з іскровим запалюванням за роботи з повним навантаженням і провести порівняння з показниками, які отримують на збагаченій паливо-повітряній суміші. Запропонували методику оцінки впливу методу на показники роботи двигуна в відносних величинах в порівнянні з збагаченням паливо-повітряної суміші. Розрахунки, з використанням експериментальних даних, показали, що використанням добавки закису азоту різної величини до повітряного заряду двигуна можливо отримати більш високі енергетичні показники, поліпшення екологічних показників без погіршення паливної економічності. Встановили, що при добавці закису азоту в кількості 10% до повітряного заряду, переходом на роботу на стехіометричній суміші можливо збільшити енергетичні показники двигуна з іскровим запалюванням в порівнянні з роботою на збагаченій паливо-повітряній суміші близько 10%. Порівняння енергетичних показників двигуна за роботи на збагаченій паливо-повітряній суміші, отриманій збільшенням циклової подачі бензину при добавці закису азоту 10% показало можливість збільшення енергетичних показників двигуна близько 14%. При збільшенні величини добавки закису азоту пропорціонально зростають енергетичні показники. Добавкою до повітряного заряду 10 % закису азоту і відповідним регулюванням циклової подачі бензину для отримання стехіометричної паливо-повітряної суміші можливо поліпшити паливну економічність за рахунок збільшення енергетичних показників. Розрахунки з використанням експериментальних даних, отриманих на двигуні з системою впорскування бензину, зворотнім зв'язком і каталітичним нейтралізатором, показали, що зведені до СО концентрації з врахуванням коефіцієнтів відносної агресивності і різниці в коефіцієнтах отриманих з використанням концентрацій і масових викидів ЗР за роботи на збагаченій паливо-повітряній суміші $G_{\Sigma CO} = 3,07\%$, при стехіометричній суміші $G_{\Sigma CO} = 0,67\%$. Таким чином можна стверджувати, що використовуючи добавку N_2O можливо поліпшити основні показники двигуна з іскровим запалюванням.

УДК 621.431

Є.В. Білоусов, А.П. Марченко, В.П. Савчук, Т.П. Білоусова

ВИКОРИСТАННЯ МЕТАНОЛУ У ЯКОСТІ МОТОРНОГО ПАЛИВА ДЛЯ СУДНОВИХ ДВИГУНІВ ВНУТРІШНЬОГО ЗГОРЯННЯ

Намір міжнародної морської організації до 2050 року скоротити викиди парникових газів до атмосфери у двічі в порівнянні з 2008 роком спонукали виробників суднових двигунів розпочати активні пошуки шляхів вирішення цієї задачі. Оскільки на цей проміжок часу суттєвих глобальних змін у структурі енергетичного обладнання суден не передбачається, основні зусилля дослідників спрямовані на вирішення проблеми скорочення викидів на базі поршневих двигунів, які сьогодні становлять основу суднової енергетики. Технологією першого етапу скорочення викидів парникових газів, було переведення суднових дизелів на газові палива, і в першу чергу, на метан. Ці технології, які сьогодні вже широко використовуються на водному транспорті, дозволяють скоротити викиди парникових газів на 20...25%, але не вирішити проблему цілком. Сьогодні зрозуміло, що глобальне вирішення проблеми можливо лише при використанні в якості моторного палива сполук які, або є безвуглицевими, тобто не містять у своєму складі вуглецю взагалі, або є вуглицево нейтральними, тобто містять вуглець вилучений з атмосфери біологічним або технологічним шляхом. Однією з таких сполук є

мітловий спирт або метанол. На сьогодні більша частина метанолу в світі виробляється або з вугілля, або з природного газу, тому сумарні викиди парникових газів при спалюванні такого метанолу навіть перевищують викиди від спалювання нафтового палива, однак на відміну від останніх, ця сполука може бути отримана з біологічної сировини, або шляхом зв'язування атмосферного вуглецю. На сьогодні такий метанол, який отримав назву «зеленого» занадто дорогий, а технології його виробництва потребують подальшого розвитку. Статися це може тільки при наявності міжнародного стимулювання та регулювання цієї сфери виробництва. Але для запровадження такого регулювання потрібне чітке усвідомлення технічної реалізованості та економічної і екологічної доцільності використання метанолу в якості моторного палива. Саме тому провідні виробники сьогодні працюють над вирішенням цих питань. Їх вирішення вважається другим етапом на шляху до повної декарбонізації судноплавства, і на цьому етапі за останні роки є суттєвий прогрес. Саме аналізу сучасного стану питання щодо використання метанолу у якості моторного палива для судових двигунів всіх типів та розмірностей присвячена ця стаття.

УДК 621.431

А.П. Марченко, М.Т. Міщенко

ДОСЛІДЖЕННЯ ПАРАМЕТРІВ ЗГОРЯННЯ БЕНЗИНУ З ДОБАВКОЮ ВОДНЮ В ДВИГУНІ З ІСКРОВИМ ЗАПАЛЮВАННЯМ НА РЕЖИМАХ ЗОВНІШНЬОЇ ШВИДКІСНОЇ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Напрямки розвитку та вдосконалення автомобільного транспорту в усьому світі невід'ємно пов'язані з прагненням до скорочення використання автомобілів «на традиційних видах пального», що зумовлене обмеженими обсягами нафти та екологічною безпекою людства. Оскільки режими зовнішньої швидкісної характеристики є найбільш характерними для експлуатації автомобілів у містах, відповідно дослідження екологічних показників двигунів на цих режимах є актуальною задачею. Тому пошук шляхів зниження викидів двоокису вуглецю автомобільних двигунів на швидкісних режимах є актуальною задачею. Стрімке зростання кількості автомобілів з двигунами внутрішнього згоряння і невідворотне зменшення світових запасів нафти спричиняють необхідність розробок та впровадження енергозберігаючих технологій, і використання альтернативних палив. Актуальними є дослідження спрямовані на пошук шляхів покращення паливної економічності та екологічних показників автомобільних двигунів. Одним із перспективних напрямів, є вплив на процес згоряння в бензинових двигунах шляхом використання добавок альтернативних видів палива до яких належить водень. Представлене дослідження параметрів згоряння бензину з добавкою водню в двигуні з іскровим запалюванням на режимах зовнішньої швидкісної характеристики являє собою комплексний аналіз процесу згоряння бензино-водневої суміші та встановлення її впливу на концентрацію двоокису вуглецю у відпрацьованих газах шляхом розробки математичної моделі, що враховує склад компонентів суміші та особливості процесу згоряння, дозволяє достатньо точно розраховувати робочий процес двигуна з добавкою водню при $\psi \leq 10\%$, її ідентифікації за результатами експериментальних досліджень та зняття індикаторних діаграм. В процесі дослідження розроблено залежності для визначення параметрів згоряння моделі Вібе з урахуванням добавки водню до бензину на режимах зовнішньої швидкісної характеристики та проаналізовано вплив добавки водню на концентрацію CO_2 у відпрацьованих газах. Показано, що зі збільшенням добавки водню до 10% за масовою часткою до бензину, спостерігається зниження викидів CO_2 майже до 30% на режимах зовнішньої швидкісної характеристики, що відповідає сучасним екологічним нормам, які виставляються до бензинових ДВЗ.

*O. M. Kondratenko, K. R. Umerenkova, A. M. Lievtierov, O. P. Strokov,
V. Yu. Koloskov, O. O. Lytvynenko
(O. M. Кондратенко¹, К. Р. Умеренкова¹, А. М. Левтєров, О. П. Строков,
В. Ю. Колосков, О. О. Литвиненко)*

**PROVISION OF ECOLOGICAL AND FIRE SAFETY IN EXPLOITATION
OF VEHICLES BASED ON PISTON PNEUMATIC AND CRYO ENGINES
USING NITROGEN AS WORKING FLUID
(ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ЕКОЛОГІЧНОЇ ТА ПОЖЕЖНОЇ БЕЗПЕКИ ЕКСПЛУАТАЦІЇ
ТРАНСПОРТНИХ ЗАСОБІВ НА ОСНОВІ ПОРШНЕВИХ ПНЕВМО-
ТА КРІОДВИГУНІВ ІЗ ЗАСТОСУВАННЯМ АЗОТУ ЯК РОБОЧОГО ТІЛА)**

In the study, the purpose of which was to improve the mathematical apparatus based on the modified thermodynamic theory of disturbances for describing the thermophysical characteristics of nitrogen in the gaseous and liquid states as the working fluid of fire-safe and environmentally safe motor vehicles with piston pneumatic or cryo-engines, a mathematical model was proposed and described for describing the thermodynamic properties of gaseous and liquid of nitrogen, which is intended for the development of a new type of fire-safe and environmentally efficient vehicle with a piston pneumo- or cryo-engine and its application is illustrated.

The object of the study is the thermophysical characteristics of nitrogen in a liquid or gaseous aggregate state, as a working fluid of fire-safe and eco-safe motor vehicles with a piston pneumatic or cryo engine.

The subject of the research is a mathematical apparatus based on the modified perturbation theory for describing the thermophysical characteristics of nitrogen in gaseous and liquid states.

The scientific novelty of the research results is that a mathematical apparatus based on a modified thermodynamic theory of disturbances has been improved for a comprehensive description of all thermophysical characteristics of nitrogen, which is in both liquid and gaseous aggregate state, in terms of reducing calculation time and reducing the error of obtaining thermophysical characteristics compared to reference and experimental data.

The practical significance of the research results is that the improved mathematical apparatus is marketable for providing accurate information to the composition of the initial data set in studies on the use of nitrogen in various aggregate states as the working fluid of fire-safe and eco-safe motor vehicles with a piston pneumatic or cryo engine.

References

1. Umerenkova, K.R., Borysenko, V.G. (2022). Prospects for the use of alternative fuels and methods of determining their thermophysical characteristics: monograph. Kharkiv, NUCDU, 92 p.
2. Umerenkova K. (2012) «Calculation of the heat capacity of nitrogen used in fireproof transport». Problems of Fire Safety. № 31. pp. 216–221 УДК. 621.43

УДК. 621.43

А.М. Левтєров, А.М. Авраменко

**ВИБІР ПАРАМЕТРІВ ГАЗОВОГО ЗМІШУВАЧА ДЛЯ КОНВЕРСІЇ
ДИЗЕЛЬНОГО МОТОР-ГЕНЕРАТОРА У ГАЗОДИЗЕЛЬНИЙ**

За літературними джерелами проаналізовано варіанти конверсії дизелів у двопаливні двигуни для роботи на будь якому горючому, зокрема, природному газі (ПГ). Метод конверсії з зовнішнім сумішоутворенням і запальною дозою рідкого палива передбачає підготовку газоповітряної суміші необхідного складу у спеціальному пристрої. Наведено методику вибору конструктивних параметрів газового змішувача для організації робочого процесу V-подібного дизельного двигуна типу 12Ч 15/17,5, конвертованого у газодизельний, який працює у

складі мотор-генераторної установки резервного енергоживлення. Проаналізовано базову конструкцію - дизельного мотор-генератора. Проведено порівняльний розрахунок робочих процесів дизельного та газодизельного варіантів виконання (з запальною дозою дизельного палива 10%). Сформовано вимоги до конструкції та місця розташування газового змішувача. В роботі, з використанням технологій 3D моделювання, сформовано геометрію газового змішувача та його проточну частину. З використанням методу кінцевих об'ємів було синтезовано розрахункову сітку та проведено її адаптацію поблизу твердих стінок. Далі у тривимірній постановці було проведено серію чисельних експериментів з оцінки пропускної здатності та якості змішування мережевого метану з повітрям (при роботі на характерних експлуатаційних режимах). Оцінено розподіл швидкостей потоку у вертикальній та горизонтальній площинах проточної частини газового змішувача, проаналізовано зміну тиску по висоті газового змішувача і розподіл масової частки метану у проточній частині впускного тракту двигуна та розроблено науково-практичні рекомендації з забезпечення ефективної роботи газодизеля у складі мотор-генераторної установки. Показано, що запропонована конструкція газового змішувача дозволяє проводити ефективне змішування метну з повітрям при роботі у всьому діапазоні потужності розглянутого двигуна. Використання технологій 3D моделювання, з використанням сучасних чисельних методів, дозволяє оцінити умови роботи змішувача по макро показникам та в локальних підобластях, що дозволяє, в подальшому, розробити рекомендації по підвищенню ефективності процесу приготування паливоповітряної суміші.

УДК 621.433

Д.І. Іванов, С.Ю. Білик

ПЕРЕВАГИ ТА ОСОБЛИВОСТІ ВИКОРИСТАННЯ ТЕХНОЛОГІЙ ЦИФРОВИХ ДВІЙНИКІВ ДЛЯ СТАЦІОНАРНИХ ГАЗОВИХ ДВИГУНІВ

На даний момент у світі відсутня масова альтернатива енергетичним установкам основу яких складають двигуни внутрішнього згоряння. Такі енергетичні установки на цей час повністю освоєні у виробництві, вони – мобільні, не громіздкі, не залежать від погодних умов (наявність вітру і течії, як цього вимагають вітрові та гідроелектростанції). Різноманітність та доступність палива також є дуже великою перевагою використання двигунів внутрішнього згоряння. З іншого боку, двигуни є джерелом тепла, шуму та хімічного забруднення, а працюючи на викопних видах палива, вони сприяють негативним кліматичним змінам на планеті, тому питання підвищення паливної, економічної та екологічної ефективності в експлуатації двигунів на транспортних засобах є актуальним. З швидким розвитком інформаційних технологій в наш час є можливість створити досконалу систему керування стаціонарними двигунами, використовуючи технологію цифрових двійників, яка в майбутньому змогла б взяти на себе повністю задачу керування установкою з мінімальним втручанням людини, виключивши ефект людського фактору і тим самим збільшити ресурс та ефективність використання силового агрегату. Завдання полягає в тому, щоб за допомогою системи прогнозування оцінити реальний технічний стан двигуна і на основі одержаних даних встановити оптимальні терміни технічного обслуговування, а також запобігти можливим аваріям, які тягнуть за собою дорогий ремонт, або навіть повну заміну агрегату. Така система була б актуальна для великих, вартісних стаціонарних машин, задіяних в будь-яких технологічних процесах, де простій агрегату тягне за собою фінансові втрати, пов'язані з припиненням того чи іншого виробничого процесу. Представниками цього типу електростанцій є газові двигуни – приводи для дотискувальних або свердловинних газових компресорів, газогенераторів, що працюють на звалищному газі або біогазі.

ПОРІВНЯЛЬНА ОЦІНКА ШКІДЛИВИХ ВИКИДІВ СИЛОВИХ УСТАНОВОК ТРАНСПОРТНИХ ЗАСОБІВ

У даній роботі проведено аналіз переваг та недоліків силових установок транспортних засобів, розглянуто розвиток та сучасні типи гібридних силових установок, що використовуються на транспорті. Виконано комплексний аналіз викидів діоксиду вуглецю (CO_2) в атмосферу від автомобілів, оснащених різними типами силових приводів, включаючи двигуни внутрішнього згоряння (ДВЗ), гібридні приводи та електричні двигуни. Дослідження охоплює не лише прямі викиди, які виникають під час експлуатації транспортних засобів, але також враховує екологічний вплив, пов'язаний з виробництвом високовольтних батарей для електромобілів та виробництвом електроенергії, необхідної для їх заряджання. Основний акцент зроблено на тому, що електромобілі, незважаючи на репутацію як екологічно чистих транспортних засобів, можуть мати значний негативний вплив на довкілля. Це обумовлено значними викидами CO_2 під час виробництва батарей, які є ключовим компонентом електромобілів. Виробництво батарей потребує енергетичних витрат і використання матеріалів, видобуток і обробка яких, в свою чергу, призводять до викидів парникових газів. Крім того, вплив електромобілів на навколишнє середовище значною мірою залежить від джерел електроенергії, яка використовується для їх заряджання. Якщо електроенергія виробляється з викопних видів палива, таких як вугілля або природний газ, загальні викиди CO_2 можуть бути високими, що знижує екологічну перевагу електромобілів над автомобілями з ДВЗ. Проте, використання відновлюваних джерел енергії, таких як сонячна або вітрова, суттєво знижує вуглецевий слід електромобілів. У роботі також розглядаються гібридні транспортні засоби, які поєднують ДВЗ і електричний двигун. Такі автомобілі зазвичай мають нижчі викиди CO_2 під час експлуатації порівняно з традиційними автомобілями з ДВЗ, але їх екологічний вплив також залежить від виробництва та утилізації батарей. Результати дослідження вказують на важливість комплексного підходу до оцінки екологічного впливу різних типів транспортних засобів. Для прийняття обґрунтованих рішень щодо вибору силового приводу та розвитку транспортної інфраструктури необхідно враховувати всі аспекти, включаючи виробництво транспортних засобів, їх експлуатацію та утилізацію. Важливим є також розвиток технологій зменшення викидів і підвищення енергоефективності на всіх етапах життєвого циклу автомобілів. Таким чином, зроблено висновок про те, що для зниження загального впливу транспортних засобів на довкілля необхідно не тільки розвивати електромобільний транспорт, але й удосконалювати технології виробництва батарей, розширювати використання відновлюваних джерел енергії та впроваджувати інші заходи для зменшення викидів CO_2 .

УДК: 621.436

О.В. Білогуб

ПРОФІЛЮВАННЯ ПОВЕРХНІ ПАЛЬЦЕВОГО ОТВОРУ В БОБИЩІ ПОРШНЯ

Мінімізація маси поршневого комплекту, що складається з трьох основних деталей – поршня, пальця і шатуна, пов'язана, в тому числі, і з можливістю зменшення діаметра сталевго пальця. З іншого боку зменшення його діаметра неодмінно приводить до збільшення напружень в пальцевому отворі (ПО) поршня і можливого руйнування. Відомо, що зменшення маси поршневого комплекту від 5 до 20% призводить до підвищення вихідних параметрів ДВЗ – моменту та потужності 1% до 4,5%. Метою дослідження є визначенню можливості зниження

напружень в ПО за рахунок профілювання його поверхні при зменшенні діаметра поршневого пальця. Наведено алгоритм дослідження, що складається з побудови геометричної моделі поршневого комплекту, навантаження надлишковим тиском з урахуванням пластичності матеріалу, модифікації геометрії ПО і перевірки напружень навантаженого стану. Модель умовного поршня має наступну геометрію: діаметр – 80 мм; висота – 60 мм; компресійна висота – 30 мм; діаметр пальцевого отвору – 18 мм ; відстань між бобишками – 28 мм. Матеріал поршня – сплав на основі алюмінію – AISI 2014-0, матеріал пальця і шатуна – сталь AISI 1020. Умови навантаження тиском: з урахуванням пластичності – нелінійне, гармонійне, 2 цикли, максимальна амплітуда – 8 МПа; перевірочне – статичне, 6,5 МПа. Виявлено зону в ПО, що зминається з залишковими деформаціями, максимальна остаточна деформація практично не відрізняється в першому та другому циклах навантаження (0,0081 проти 0,0084). Залишкові деформації мають місце на 1/3 довжини від внутрішнього краю бобишки. Абсолютні залишкові деформації наведено в вигляді розгортки зміни радіусу ПО. Максимальне значення становить близько 0,04 мм, Цей результат є основою для модифікації геометрії поверхні пальцевого отвору. Модифікована геометрія ПО отримана розточуванням циліндричної поверхні профілем, що змодельовано відповідним сплайном на геометричній моделі. Вісь розточування зміщена на 0,02 мм від осі ПО. Перевірочне моделювання показало, що усереднені навантаження по кромці моделі складають 143 для циліндричного і 107 МПа для модифікованого ПО (-25% для модифікованого профілю).

УДК 621.436

А.П. Марченко, В.В. Пильов

ПРОБЛЕМАТИКА ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ НАДІЙНОСТІ БІЧНОЇ ПОВЕРХНІ ПОРШНІВ ФОРСОВАНИХ ДВЗ

Проаналізовано перспективні напрямки і тенденції розвитку двигунів техніки спеціального призначення. Підвищення літрової потужності двигунів призводить до критичного зростання теплової та механічної напруженості елементів їх конструкцій та відповідного зменшення ресурсу. До найбільш схильних до виходу з ладу деталей форсованих двигунів належать поршні. Серед характерних критичних зон конструкції поршня, в яких спостерігається втрата параметричної і фізичної надійності, виділяють окрему критичну зону на навантажених та ненавантажених сторонах спідниці поршня біля пальцевого отвору. Проведено аналіз публікацій і показано, що виникнення явища натирання чи задирання бічної поверхні спідниці поршня, що спостерігається для форсованих конструкцій в означеній зоні, не пояснено вичерпно в існуючій системі наукових поглядів. Розуміння причин описаного явища втрати надійності є необхідним для діагностування і розробки заходів щодо його запобігання на стадії проектування. В роботі висунуто гіпотезу, що пояснює настання чи ненастання втрати надійності в процесі деформування локальної зони бічної поверхні спідниці поршня при нерівномірному розширенні матеріалу, пов'язане з явищем повзучості і одночасної релаксації напружень при можливому зміцненні матеріалу за властивістю повзучості. Розглянуто принципи можливі випадки деформування певної локальної зони бічної поверхні поршня у пружній постановці і при наявності процесів повзучості та релаксації. Показано, що процес деформування розглянутої зони внаслідок повзучості може зупинитися до виникнення втрати надійності навіть для матеріалів, що не зміцнюються за властивістю повзучості або зміцнюються несуттєво. Окреслено принципи шляхи підвищення надійності бічної поверхні поршня, пов'язані з забезпеченням рівня локальних напружень нижче межі повзучості, забезпеченням завершення процесу повзучості до набуття зазором критичних значень, а також досягненні зміцнення матеріалу за властивістю повзучості, для матеріалів здатних до цього, до виникнення процесів повзучості в експлуатації.

*О.Ю. Лінков, В.В. Пильов, А.П. Марченко, С.А. Кравченко, Г.В. Малишев,
О.М. Клименко*

АНАЛІЗ ПРИЧИН РУЙНУВАННЯ ГОЛОВКИ ЦИЛІНДРА ДВИГУНА ВНУТРІШНЬОГО ЗГОРЯННЯ

Розглянуто проблему виходу з ладу головки циліндрів двигуна внутрішнього згоряння. Проаналізовано фактори, що впливають на надійність головки циліндра на протязі заданого ресурсу. Серед зон, що найбільше потерпають розглянуто: перетинки між клапанами і між клапаном і форсункою, випускні канали, міста кріплення, площа поверхні, яка контактує з блоком. Проведено аналіз існуючих робіт в даному напрямку. Зазвичай, вирішується питання надійності окремої зони, про що можна знайти багато статей та патентів. На сьогоднішній день роботи, що комплексно розглядають проблему надійності усіх проблемних зон, які пов'язані з головкою циліндра, не відомі. В даній роботі визначено характер впливу на напружений стан головки циліндра від різних чинників: температурних навантажень, навантажень від тиску робочого тіла в циліндрі, навантажень, що виникають при закріпленні. Шляхи вирішення проблем з надійністю окремих елементів існують і вирішуються багатьма дослідниками, проте доцільність їх впровадження не є однозначною. Так, покращення тепловідведення від найбільш нагрітих поверхонь може призвести до збільшення частки впливу від інших факторів. Вирішення проблеми надійності потребує всебічного розгляду та комплексного підходу. При модернізації чи розробці нової конструкції обов'язковим стає розрахункове дослідження з урахуванням як можна більш повного спектру факторів впливу у системи, яка поєднує усі складові елементи, що входять до цього вузла. Сучасні системи інженерного аналізу дозволяють виконувати такі дослідження. Важливим, також, є достатнє знання про властивості матеріалів, що значною мірою впливає на якість результатів розрахункових досліджень. Зміну параметрів тепловідведення з часом можна врахувати за допомогою граничних умов, що дозволить дослідити як буде поводити себе головка циліндрів через деякий час експлуатації.

*М.М. Ткачук, А.В. Грабовський, М.К. Новіков, М.А. Ткачук,
С.О. Кравченко, О.С. Льозний*

ЕФЕКТИ ПРИ ДИСКРЕТНО-КОНТИНУАЛЬНОМУ ЗМІЦНЕННІ ЕЛЕМЕНТІВ МАШИН

У роботі описані підходи до вирішення проблеми оперативного та ефективного підвищення технічних і тактико-технічних характеристик машин військового та цивільного призначення: танків, бронемашин, тепловозів, турбодетандерних електростанцій, установок автономного живлення стратегічних об'єктів тощо. Із цієї метою розвиваються принципово нові методи зміцнення контактуючих елементів машин. Ці методи поєднують переваги дискретних та континуальних методів зміцнення, які натеper значним чином вичерпали свої можливості. Якісні особливості та переваги запропонованих дискретно-континуальних методів зміцнення потребують ефективної реалізації. Мова йде про обґрунтування прогресивних технічних рішень за критеріями міцності та довговічності. Задля цього удосконалюватиметься методологія багатокритеріального синтезу у розширеному просторі проєктно-технологічних параметрів. Крім того, як базу для обґрунтування прогресивних технологічних рішень формується комплекс зв'язаних задач аналізу напружено-деформованого стану, тертя та зношування. Отже, на основі удосконаленого системного підходу досягається значно вищий рівень міцності та довговічності зміцнюваних деталей конструкцій, ніж за традиційними методиками. Проілюстровані результати розв'язання тестових задач. У кінцевому результаті узагальнені мікромакромоделі для визначення сумісного впливу конструктивних та технологічних чинників,

мікроструктури, фізико-механічних властивостей матеріалів зміцнених шарів на контактну взаємодію і напружено-деформований стан представницьких фрагментів системи дискретно-континуально зміцнених тіл. Установлені результати аналізу сумісного впливу конструктивних та технологічних чинників, мікроструктури, фізико-механічних властивостей матеріалів зміцнених шарів на контактну взаємодію і напружено-деформований стан тестових представницьких фрагментів системи дискретно-континуально зміцнених тіл. При цьому встановлено суттєвий вплив властивостей зміцнюваних шарів на міцність контактуючих тіл.

УДК 621.436

В.В. Пильов, О.Ю. Лінков, А.П. Марченко

УДОСКОНАЛЕННЯ ЕМПІРИЧНОЇ МОДЕЛІ ГРАНИЧНИХ УМОВ ТЕПЛООБМІНУ ПОРШНЯ ШВИДКОХІДНОГО ДИЗЕЛЯ

Рівень притаманної поршням температури є фактором, який у значній мірі впливає на їх надійність. Тому в дослідницькій діяльності та під час проєктування існує потреба в моделюванні температурного стану поршня з достатньою точністю і мінімальними затратами ресурсів і часу. Розглянуто принципові підходи до визначення граничних умов задачі теплопровідності поршня на основі критерійних рівнянь, математичних моделей високого рівня і емпіричних моделей. Через простоту і зручність використання на практиці розповсюдження набули останні, їх придатність до використання обмежується певною сукупністю режимів роботи одного чи близьких за конструкцією двигунів. Для добре дослідженого дизеля 4СН12/14 на базі даних чотирьох серій експериментальних випробувань в роботі здійснено удосконалення існуючих емпіричних моделей граничних умов, придатних для ідентифікації температурного стану поршня лише в межах окремих серій. Виконано обробку сукупності даних щодо вимірюваних температур в контрольних зонах поршня і знайдено лінійні апроксимуючі функції, що задовільно описують вплив потужності дизеля на зазначені температури. Запропонована модель граничних умов для сукупності вісімнадцяти окремих областей на поверхнях поршня, що враховує залежність його температурного стану від ефективної потужності ДВЗ, кута випередження впорскування палива і умов охолодження поршня оливою. Вплив шару теплоізоляції на вогневому денці поршнів на умови теплообміну було враховано шляхом введення в граничні умови додаткового термічного опору. Ця модель дозволила отримати шляхом математичного моделювання температурне поле поршня, що узгоджується з результатами усіх серій експериментів в контрольних зонах периферії, кромки камери згоряння поршня, зони канавки першого поршневого кільця, на поверхні охолодження під денцем камери згоряння та на спідниці поршня. Продемонстровано роль повільної зміни температури оливи і охолоджуючої рідини при переході ДВЗ з одного режиму роботи на інший на температурний стан поршня. При аналізі впливу перехідних процесів навантаження дизеля рекомендовано враховувати температуру оливи з будь-якого попереднього режиму роботи.

УДК 621.436:629.128.6:656.6

Р.А. Варбанець, Д.С. Мінчев, Ю.М. Кучеренко, В.І. Залож

ДІАГНОСТУВАННЯ СУДНОВИХ ДИЗЕЛІВ ЗА ПАРАМЕТРАМИ РОБОЧОГО ПРОЦЕСУ В РЕАЛЬНОМУ ЧАСІ

Сучасні високопродуктивні мікроконтролери з бездротовими інтерфейсами та вбудованими аналого-цифровими перетворювачами та низьким загальним енергоспоживанням, дозволяють розробити портативну систему параметричної діагностики суднових двигунів, що працює в режимі реального часу. Система базується на використанні сучасних гаджетів Android/iOS, які отримують інформацію від датчиків через Bluetooth, а потім виконують необхідні розрахунки та відображають діаграми і дані в реальному часі.

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. Фіксує 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. Режим реального часу також дозволяє проводити чисельний аналіз вібродіаграм на ділянках впорскування палива та закриття клапанів.

Порівняльний аналіз вібросигналів на ділянках стиснення дає змогу виявляти та оцінювати нерівномірність роботи клапанного механізму. Аналогічно, порівняння вібродіаграм на ділянках згоряння палива дозволяє діагностувати нестабільність функціонування паливної апаратури високого тиску. В роботі розглянуто параметри стабільності роботи двигуна, які можуть бути розраховані в режимі реального часу за часовими діаграмами тиску та вібрації. Також розглянуто методи експрес-оцінки стабільності функціонування основних систем двигуна шляхом моніторингу та аналізу низки послідовних робочих циклів. Для оцінки нерівномірності роботи двигуна використовується дисперсійна оцінка відхилень основних параметрів. Для комплексної оцінки стабільності роботи двигуна в реальному часі запропоновано критерій СП (індекс циклової нерівномірності). Обґрунтовано критерії оцінки стабільності вібродіаграм впорскування палива та роботи газорозподільних клапанів, що використовують дисперсійний аналіз фронтів вібродіаграм.

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

УДК 621.3

О.Ю. Лінков, О.С. Шевченко

ВИКОРИСТАННЯ ТЕХНОЛОГІЙ ПОТ В СИСТЕМАХ МОНІТОРІНГУ ТА КЕРУВАННЯ ДВИГУНОМ

Визначення параметрів роботи систем двигуна є дуже важливим для забезпечення його тривалої надійності. У сучасних енергетичних установках використовується велика кількість сучасних електронних компонентів (датчиків, контролерів та інше). Всі системи генерують величезний об'єм даних, які треба відслідковувати, обробляти та аналізувати, що в свою чергу створює виклики до шлюзів та серверів. Однак сучасний стан розвитку мікроконтролерів та їх потужність дозволяють використовувати туманні обчислювання, що може привести до більш ефективного використання, як енергетичної установки, так і систем передавання даних. Також використання сучасних мікроконтролерів та туманних обчислень дозволяє модернізувати старі енергетичні установки з мінімальними зусиллями та створювати нові інформаційні вузли моніторингу стану вузлів та систем двигуна та з легкістю поєднувати їх з вже існуючими на двигуні системами. Розглянуто вибір мікроконтролера та обґрунтування його типу для модернізації паливної системи дизельного двигуна. В паливній системі високого тиску дизельних двигунів відбуваються швидкоплинні процеси, які можна визначати по зміні тиску палива. Для детального вимірювання процесів в паливній системі вимірювання треба проводити з частотою не менше ніж 24 кГц, тобто: якщо частота обертання колінчастого валу буде 4000 хв⁻¹, то треба проводити 24 000 вимірювань кожен секунду (при реєстрації даних через 1 градус повороту колінчастого валу). Інший показник, що накладає свої вимоги це розрядність аналого-цифрового перетворювача (АЦП), що залежить від діапазону значень що реєструють.

Наприклад, АЦП, що має розрядність 8 бітів, здатний видати 256 дискретних значень (0...255). Тобто чим вище розрядність тим більш чутливий до змін сигналу перетворювач і 8 бітів може бути недостатньо. Таким чином навіть невелика кількість датчиків може створювати величезний об'єм даних. Передавання великих об'ємів даних є нераціональним і може призводити до втрати даних і «засмічення» каналів передавання, що ставить виклик до обчислювальних характеристик мікропроцесора.

УДК 621. 435

О. В. Триньов, Д. Г. Сівих, А. М. Сергієнко

АВТОМАТИЗАЦІЯ ВИМІРЮВАНЬ ТЕПЛОВИХ ВИТРАТ ДВИГУНА В СИСТЕМІ ЗМАЩЕННЯ ТА ОХОЛОДЖЕННЯ

Представлені результати проміжного етапу дослідження процесів теплообміну в швидкохідних дизелях автотракторного типу на перехідних режимах скидання-накиду навантажень, які є характерними для дизелів цього типу. На таких режимах спостерігаються, як засвідчують результати розрахунків теплонапруженого стану деталей, що формують об'єм камери згоряння, зокрема поршнів, випускних клапанів газорозподільного механізму, значні закиди розтягувальних і стискаючих напружень у порівнянні з роботою на усталених режимах.

Саме це є причиною виникнення дефектів у вигляді тріщин на теплообмінних поверхнях зазначених деталей, обмежує моторесурс двигунів автотракторного типу. Для більш детального вивчення перехідних процесів, як основний підхід, пропонується використання загальновідомої методики теплобалансних випробувань швидкохідного дизеля, але з залученням засобів автоматизованої обробки результатів вимірювань в цифровій формі на усталених і перехідних режимах. Основну увагу пропонується зосередити на витратах теплоти – складові теплового балансу в системі змащення та охолодження. Без використання автоматизованої обробки інформації безпосередньо в моменти протікання перехідних режимів скидання-накиду навантаження отримання такої інформації по системам охолодження і змащення є неможливим. Запис перехідних теплообмінних процесів дає можливість відслідковувати вплив режимних параметрів двигуна, динаміки перехідного процесу в залежності від його тривалості, початкового і кінцевого усталеного режимів, між якими досліджується перехід. В цілому, таким чином, можна оцінювати пристосованість систем охолодження та змащення до відведення теплоти при різких змінах навантаження, уникати, або ж хоча б обмежувати зростання термічних напружень. В публікації наведено можливий варіант схемного рішення такої системи автоматизованої обробки результатів теплобалансних випробувань з максимальним залученням обладнання, яке випускається серійно і вже використовувалися раніше при проведенні теплобалансних випробувань.

УДК 621.436

С.С. Кравченко, А.П. Кузьменко, Д.К. Ободець

ВИКОРИСТАННЯ ПЛАТФОРМИ ARDUINO ПРИ ДОСЛІДЖЕННІ ДВИГУНІВ ВНУТРІШНЬОГО ЗГОРЯННЯ

Сучасна вимірювальні системи, що використовуються при дослідженні двигунів внутрішнього згоряння потребують значних інвестицій. Універсальна платформа Arduino, пропонує готові потужні апаратні модулі збору даних (шилди) та управління, які працюють у широкому діапазоні частот і амплітуд сигналів, забезпечують їх аналіз і обробку, дозволяють реалізовувати управління обладнанням, а також мають порівняно не високу вартість та безкоштовне програмне забезпечення з стандартними бібліотеками. Вказані факти свідчать за високу

актуальність використання платформи Arduino при дослідженні двигунів внутрішнього згоряння. Метою даної роботи є визначення можливостей та особливостей використання програмно-апаратної платформи Arduino при дослідженні процесів, що відбуваються в енергетичних силових установках із двигунами внутрішнього згоряння, раннього прототипування їх систем керування та діагностування. В роботі розглянуто можливість апаратного та програмного підключення датчиків вимірювання основних фізичних величин до платформи Arduino: частоти обертання колінчастого валу (на основі індукційних датчиків та датчиків Холла), тиску, витрати повітря та палива, температур (датчиків опору та термопар). Крім того, наведені характеристики (залежність вимірювального параметру від вихідної величини) деяких популярних датчиків, що використовуються при дослідженні двигунів внутрішнього згоряння. Важливо враховувати, що обладнання, яке використовується для дослідження процесів в ДВЗ, повинно відповідати вимогам сертифікації. У випадку з Arduino ця сертифікація може бути відсутньою. Однак рекомендації щодо використання різних датчиків, шилдів та плат Arduino можна застосовувати, якщо вимірювальна величина не є визначальною. Важливо враховувати ці обмеження та використовувати Arduino з розумінням можливостей та обмежень платформи. Використання Arduino у навчальному процесі при підготовці фахівців в галузі енергетичного машинобудування та при дослідженнях енергетичних установок транспортних засобів дозволить надати студентам можливість застосувати знання, вміння та навички, набуті у процесі навчання, на апаратному та програмному рівнях, що створить додаткову мотивацію до подальшого вивчення пристрою та принципів роботи автоматизованих та автоматичних систем керування транспортних засобів.

УДК: 621.4

А.П. Марченко, І.В. Парсаданов

КРИТЕРІЇ ОЦІНЮВАННЯ ЕФЕКТИВНОСТІ ДЕКАРБОНІЗАЦІЇ СИЛОВИХ УСТАНОВОК ТРАНСПОРТУ

Напрямки відновлення та подальшого розвитку енергетики в Україні розглянуто відповідно до енергетичних установок з двигунами внутрішнього згоряння із врахуванням поширеного впровадження концепції «Сталий розвиток», що дозволяє вирішувати існуючі сучасні соціальні, економічні і екологічні проблеми. Для України з урахуванням економічних можливостей і обраних пріоритетів щодо обраного шляху розвитку в цей час необхідно обирати поступові і конкретні напрямки реалізації концепції сталого розвитку. Визначені найбільш пріоритетні напрямки практичної реалізації концепції та вказано, що ефективність цієї реалізації пов'язана із розвитком індустрії на основі четвертої та п'ятої промислових революцій (Індустрія 4,0 і Індустрія 5.0). Одною із головних задач при вирішенні проблем концепції стає забезпечення екологічної складової. Не зважаючи на відмічений прогрес у підвищенні екологічної ефективності двигунів внутрішнього згоряння, подальшої уваги потребує виконання завдання щодо поширення впровадження «зеленої енергетики», тобто декарбонізації – зменшення викидів в навколишнє середовище парникового газу (CO_2). Питанню декарбонізації в перспективі необхідно приділяти найбільшу увагу як при розробці, так і при виготовленні та експлуатації двигунів. Показано, що оцінку впливу CO_2 , що викидається з відпрацьованими газами двигунів внутрішнього згоряння в навколишнє середовище, проводять з урахуванням моделі експлуатації двигунів та обґрунтуванням введених поправок. Запропоновано метод визначення ефективності фізико-хімічних процесів сумішоутворення і згоряння в циліндрах ДВЗ при використанні гібридного палива із «зеленим воднем» як його складової, що дозволяє визначити залежності впливу водню на рівень ефективних показників двигунів та утворення шкідливих викидів у відпрацьованих газах.

**ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНА ОЦІНКА ПОКАЗНИКІВ РОБОТИ
МАЛОЛІТРАЖНОГО ГАЗОВОГО ДВИГУНА ПРИ МОДЕЛЮВАННІ
УМОВ ЙОГО РОБОТИ ЯК НЕЙТРАЛІЗАТОРА ШКІДЛИВИХ ВИКИДІВ
ПАЛИВНИХ ЕЛЕМЕНТІВ ЕНЕРГЕТИЧНИХ КОМПЛЕКСІВ**

На сьогодні енергетичні установки (ЕУ) на базі паливних елементів (ПЕ) не є новиною і використовуються багатьма країнами світу. Але такі ЕУ продовжують модернізувати, додаючи до них різні елементи, що покращують їх роботу і підвищують ефективність. Якщо перша ЕУ, розроблена американськими інженерами, включала газову турбіну та батарею ПЕ, то тепер з'явився ще допоміжний ДВЗ, задачею якого є спалювання шкідливих викидів з ПЕ. Використовують в основному твердооксидні високотемпературні ПЕ (ТОПЕ), в які паливо та окислювач подаються безпосередньо. Найчастіше в якості палива використовують метан. Всі процеси конверсії палива, що дозволяють роботу ТОПЕ, здійснюються в самому ТОПЕ. Але основними компонентами в електрохімічній реакції є водень і кисень. Типовий склад газової суміші після ТОПЕ при використанні в якості окислювача – кисню має приблизно такі компоненти після аноду: H_2 -18,2%, CO -3,3%, H_2O -63,4%, CO_2 -15,1% за об'ємом. Цю суміш не викидають в атмосферу і основним шкідливим компонентом є монооксид вуглецю. Особливість ТОПЕ складається з того, що у них є період виходу на номінальні показники, так званий період прогріву. У зв'язку із зниженою ефективністю конверсійних процесів сумарна кількість CO у цей період невелика і з її нейтралізацією справляється допоміжний ДВЗ. В робочому режимі ТОПЕ шкідливі викиди з ПЕ нейтралізуються у газовій турбіні. За необхідністю може підключатися і допоміжний ДВЗ.

Метою роботи була експериментальна оцінка ефективності допоміжного ДВЗ і можливих шляхів її підвищення при роботі ДВЗ в складі ЕУ. Моделювали роботу допоміжного ДВЗ, використовуючи рециркуляцію його відпрацьованих газів (ВГ), так як при цьому спостерігається, з виконанням деяких умов, схожість протікаючих процесів з процесами при нейтралізації CO допоміжним ДВЗ в реальній ЕУ.

В рециркулюємих ВГ містяться CO , CO_2 , водяна пара H_2O , незгорілі вуглеводні C_nH_m . Так як в якості окислювача виступає повітря, ще додаються оксиди азоту NO_x та азот N_2 . Якщо в газовому ДВЗ до суміші газів, що поступає на його впуск при рециркуляції додати в необхідній кількості водень і варіювати ступінь рециркуляції можна досягти газової суміші, близької за складом в реальних умовах. При експериментальних дослідженнях використовували ДВЗ МемЗ-307, працюючий на зрідженому вуглеводневому газі. ВГ, що рециркулювали з впускного трубопроводу, охолоджували до температури близько $50^\circ C$.

Без дроселювання випуску вдалося досягнути ступінь рециркуляції ВГ 0,72%. При рециркуляції ВГ на впуск ДВЗ потужність двигуна знизилась на 3-4% в зв'язку із зменшенням кількості кисню у поступаючому повітрі і реакцією системи електронного керування роботою ДВЗ. Збільшилась доля CO у ВГ з 0,5% до 1,3% за рахунок зміни робочого тіла у двигуні і зниження максимальної температури циклу. Витрата газового палива зменшилась незначно.

Наступним етапом була подача водню з електролізера на впуск ДВЗ. Контролер ДВЗ зменшив витрату зрідженого газу за сигналом датчику кисню у ВГ, так як фактично у двигун поступали два види палива. В результаті проведених заходів рівень CO на випуску зменшився до 0,4%, що вказує на позитивний вплив присутності водню у суміші газів на впуску в ДВЗ. Також можна зробити висновок про подібність процесів у реальному ДВЗ ЕУ.

КОНСТРУКЦІЯ ТА МІЦНІСТЬ

УДК 621.43

Д.В. Боровик, Ю.І. Евдокименко, Г.О. Фролов

ВИЗНАЧЕННЯ КОЕФІЦІЄНТУ ТЕПЛОПРОВІДНОСТІ КОМПОЗИЦІЙНИХ ВУГЛЕЦЬ-ВУГЛЕЦЕВИХ МАТЕРІАЛІВ ПРИ ТЕМПЕРАТУРІ ДО 2000 °С

Вуглець-вуглець композиційні матеріали (ВВКМ) широко застосовують в авіаційній і ракетно-космічній техніці як конструкційні матеріали, що працюють за температур до 2000 °С і вище. Розрахунок конструкцій з ВВКМ вимагає знання температурної залежності коефіцієнта теплопровідності (ТЗКТ) матеріалу. Для визначення ТЗКТ за температур, вищих за 1000°С, потрібне дороге обладнання, недоступне в Україні.

Автори протягом останніх років з успіхом використовують для визначення ТЗКТ теплозахисних матеріалів за високих температур методику, засновану на розв'язанні оберненої задачі теплопровідності за допомогою комп'ютерного моделювання теплопередачі в плоскому зразку матеріалу під час його одностороннього нагріву в умовах вогневих випробувань. Джерелом нагріву служить потужний зварювальний пропан-кисневий палик. Температурне поле зразка у вигляді залежності від часу температур його нагріваємої та тильної поверхонь реєструється пірометрами. Випробування складаються із серії циклів нагріву з витримкою за дедалі вищих температур.

Модель реалізована в програмному пакеті COMSOL Multiphysics®, який представляє собою інтегровану платформу для моделювання фізичних процесів (у тому числі теплопередачі) в будь-яких середовищах і об'єктах. Комп'ютерна модель дозволяє за заданими залежністю від часу температури нагрітої поверхні пластини, її товщині, щільності та температурним залежностям коефіцієнта випромінювання (КВ), питомої теплоємності та коефіцієнта теплопровідності (КТп) визначити залежність від часу температури її зворотної поверхні. Шукана ТЗКТ у моделі визначається шляхом ітераційного розрахунку температури зворотної поверхні зразка з корегуванням початково довільно заданої ТЗКТ до її збігу з експериментальною.

У полум'ї палика за температур вище 1400 °С ВВКМ інтенсивно окислюється з руйнуванням поверхні. Для врахування зменшення товщини зразка в процесі нагрівання в модель було додано модуль деформації його геометрії, що працює на основі залежності швидкості лінійного виносу від часу нагрівання, що закладається в нього. Цю залежність отримують на основі температурної залежності швидкості лінійного зносу, яку визначають на підставі математичного аналізу лінійного зносу зразків у серії випробувань за різних температур поверхні. Таким же чином знаходять узагальнену температурну залежність КВ.

За розробленою методикою було визначено теплофізичні характеристики проміжного варіанта розроблюваного ВВКМ (температурні залежності його КВ, швидкості термоерозійного лінійного зносу у факелі зварювального палика і КТп) у діапазоні до 2000 °С. Значення його КВ становлять $\varepsilon_{20^\circ\text{C}} = 0,95$; $\varepsilon_{1400^\circ\text{C}} = 0,88$; $\varepsilon_{2000^\circ\text{C}} = 0,92$; значення лінійного виносу – $\Delta h'_{1400^\circ\text{C}} = 8,1$ мкм/с; $\Delta h'_{1700^\circ\text{C}} = 24,6$ мкм/с; $\Delta h'_{1400^\circ\text{C}} = 50,1$ мкм/с; значення КТп – $\lambda_{20^\circ\text{C}} = 3,1$ Вт м⁻¹ К⁻¹; $\lambda_{800^\circ\text{C}} = 2,5$ Вт м⁻¹ К⁻¹; $\lambda_{1400^\circ\text{C}} = 3,9$ Вт м⁻¹ К⁻¹; $\lambda_{2000^\circ\text{C}} = 8,2$ Вт м⁻¹ К⁻¹. Отримані залежності дозволяють описати експериментальну криву температури тильної поверхні із похибкою біля 2,2 %, максимальне абсолютне відхилення у момент припинення випробування при температурі гарячої поверхні 2000 °С склало 35°.

Є.П. Гаврилов, Ю.В. Власенко, С.С. Юцкевич, О.Є. Якобчук, О.М. Карускевич

ТЕРТЯ ЯК ВИЗНАЧАЛЬНИЙ ФАКТОР ВПЛИВУ ПЛІВКОУТВОРЮЮЧИХ АНТИКОРОЗІЙНИХ СПОЛУК НА ДОВГОВІЧНІСТЬ ЗАКЛЕПКОВИХ З'ЄДНАНЬ

Факти негативного впливу антикорозійних сполук на довговічність заклепкових з'єднань, відомі з опублікованих результатів досліджень, пов'язують зі зміною умов тертя між елементами з'єднань. Проте, це питання на сьогодні залишається дискусійним. В статті представлено результати дослідження факторів, які визначають вплив плівкоутворюючих антикорозійних сполук на втому заклепкових з'єднань. Досліджувались антикорозійні сполуки, рекомендовані для захисту конструкції літака транспортної категорії на основі досвіду їх використання відомими розробниками авіаційної техніки.

Розглядалось два варіанти обробки плівкоутворюючими антикорозійними сполуками, які визначали: а) «надлишкову кількість сполуки» і б) «лімітовану кількість сполуки». При надлишковій кількості сполуки в зазорі з'єднання спостерігався негативний вплив на втому довговічність. Виявлено експериментально зв'язок між в'язкістю досліджених сполук і кількістю циклів навантажування до руйнування при «надлишковому» режимі обробки, що пояснюється проникненням сполук в зазори з'єднань.

Застосуванням оригінального пристрою для дослідження сил тертя між елементами з'єднання в присутності антикорозійних сполук визначався коефіцієнт статичного тертя в присутності ряду антикорозійних матеріалів. Результати визначення коефіцієнтів статичного тертя вказують на суттєвий вплив антикорозійних матеріалів на сили статичного тертя (тертя спокою) та необхідність їх вибору за комплексом характеристик. Встановлено, що товщина шару сполуки не впливає на величину статичного тертя, а головним чинником при визначенні впливу сполук на тертя і відповідне зниження циклічної довговічності, є доля поверхні, вкритої мастильним шаром, що обумовлює один з можливих режимів тертя: рідинне, сухе, чи частково рідинне. Експериментально встановлено, що сила тертя спокою збільшується при збільшенні тривалості інтервалу між нанесенням антикорозійних сполук і випробуваннями. Виявлено також вплив величини сили стискання на тертя в з'єднаннях.

Скінченно-елементне моделювання формування заклепкового з'єднання проведено з урахуванням пластичної деформації матеріалу заклепки. На основі отриманих результатів зроблено висновок про локальний характер контактної взаємодії пластин, яка зосереджена виключно в зоні отворів. Проведений скінченно-елементний аналіз і чисельний експеримент дозволили отримати важливий висновок: локальні напруження в зоні отвору, які визначають довговічність суттєво залежать від коефіцієнту статичного тертя між листами обшивки.

Розглянуті аспекти є компонентами методології вибору плівкоутворюючих антикорозійних сполук за критеріями побічних негативних ефектів їх використання для захисту авіаційних заклепкових з'єднань.

Є.П. Гаврилов, С.Р. Ігнатович, М.В. Карускевич, Т.П. Маслак, О.М. Карускевич

МЕТОДОЛОГІЯ КОНТРОЛЮ ПОБІЧНИХ ЕФЕКТІВ ЗАСТОСУВАННЯ АВІАЦІЙНИХ ПЛІВКОУТВОРЮЮЧИХ АНТИКОРОЗІЙНИХ СПОЛУК

Незважаючи на удосконалення конструкційних матеріалів, систем антикорозійного захисту, методів неруйнівного контролю, зусиль по забезпеченню стійкості конструкцій за рахунок конструктивних рішень і т.п., корозія залишається одним із факторів, які впливають на ресурсні показники повітряних суден, їх надійність та економічну ефективність. Одним із додаткових шляхів забезпечення корозійної стійкості конструкцій є застосування плівкоутворюючих антикорозійних покриттів (Corrosion Preventive Compounds). Результати певних

досліджень проведених в Україні і за кордоном, вказують на те, що антикорозійні сполуки, маючи блискучі функціональні властивості, можуть мати і побічні ефекти. Отже, необхідним є створення методології виявлення побічних ефектів застосування плівкоутворюючих антикорозійних сполук. Представлено експериментально обґрунтований підхід до вибору плівкоутворюючих антикорозійних сполук для захисту авіаційних конструкцій від корозії. Досліджено вплив антикорозійних сполук на втому типових заклепкових з'єднань конструкції фюзеляжу літаків транспортної категорії. Встановлено, що антикорозійні сполуки проникають в зазори з'єднань і при певних умовах впливають на втомну довговічність. У зв'язку з гіпотезою про вплив сил тертя між елементами з'єднань на їх втомне пошкодження і руйнування, розроблено пристрій, який дозволяє кількісно визначити сили тертя спокою між елементами з'єднань при наявності в зазорі з'єднання антикорозійних сполук. Проведено експериментальне дослідження впливу сучасних розповсюджених в авіації плівкоутворюючих сполук на сили тертя. Проведено скінченно-елементний аналіз впливу плівко утворюючих сполук в зазорі з'єднань на напружено-деформований стан елементів з'єднань. Узагальнено результати дослідження негативних побічних ефектів застосування антикорозійних сполук. Дослідження довговічності заклепкових з'єднань після їх обробки антикорозійними сполуками, скінченно-елементний аналіз напружено-деформовано-стану та визначення впливу на сили тертя розглядаються як основні компоненти комплексного методу контролю плівкоутворюючих антикорозійних сполук. Сформульовано також додаткові компоненти комплексного методу дослідження плівкоутворюючих антикорозійних сполук, які розширюють кількість характеристик плівкоутворюючих антикорозійних сполук. До додаткових компонентів комплексного методу відносяться: визначення впливу антикорозійних сполук на інкубаційну стадію втомного пошкодження, що доцільно контролювати по показниках деформаційного рельєфу поверхні; дослідження впливу антикорозійних сполук на стадію розповсюдження втомних тріщин з застосуванням підходів лінійної механіки руйнування; визначення проникнення антикорозійних сполук в зазори з'єднання при дії вторинного згину елементів з'єднань. Запропоновано структурно-логічну схему комплексного методу оцінки негативних побічних ефектів застосування плівкоутворюючих антикорозійних сполук. Представлено експериментально обґрунтований підхід до вибору плівкоутворюючих антикорозійних сполук для захисту авіаційних конструкцій від корозії. Досліджено вплив антикорозійних сполук на втому типових заклепкових з'єднань конструкції фюзеляжу літаків транспортної категорії. Встановлено, що антикорозійні сполуки проникають в зазори з'єднань і при певних умовах впливають на втомну довговічність. У зв'язку з гіпотезою про вплив сил тертя між елементами з'єднань на їх втомне пошкодження і руйнування, розроблено пристрій, який дозволяє кількісно визначити сили тертя спокою між елементами з'єднань при наявності в зазорі з'єднання антикорозійних сполук. Проведено експериментальне дослідження впливу сучасних розповсюджених в авіації плівкоутворюючих сполук на сили тертя. Проведено скінченно-елементний аналіз впливу плівко утворюючих сполук в зазорі з'єднань на напружено-деформований стан елементів з'єднань. Узагальнено результати дослідження негативних побічних ефектів застосування антикорозійних сполук. Дослідження довговічності заклепкових з'єднань після їх обробки антикорозійними сполуками, скінченно-елементний аналіз напружено-деформовано-стану та визначення впливу на сили тертя розглядаються як основні компоненти комплексного методу контролю плівкоутворюючих антикорозійних сполук. Сформульовано також додаткові компоненти комплексного методу дослідження плівкоутворюючих антикорозійних сполук, які розширюють кількість характеристик плівкоутворюючих антикорозійних сполук. До додаткових компонентів комплексного методу відносяться: визначення впливу антикорозійних сполук на інкубаційну стадію втомного пошкодження, що доцільно контролювати по показниках деформаційного рельєфу поверхні; дослідження впливу антикорозійних сполук на стадію розповсюдження втомних тріщин з застосуванням підходів лінійної механіки руйнування; визначення проникнення антикорозійних сполук в зазори з'єднання при дії вторинного згину елементів з'єднань. Запропоновано структурно-логічну схему комплексного методу оцінки негативних побічних ефектів застосування плівкоутворюючих антикорозійних сполук.

І.І. Джавадова, С.Р. Ігнатович

ВИЗНАЧЕННЯ КОЕФІЦІЄНТІВ ІНТЕНСИВНОСТІ НАПРУЖЕНЬ В АВІАЦІЙНИХ КОНСТРУКЦІЯХ ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНО – РОЗРАХУНКОВИМИ МЕТОДАМИ

Забезпечення довготривалої та безпечної експлуатації авіаційних конструкцій є актуальною науково-технічною та економічною проблемою. В авіаційній галузі, у порівнянні з іншими, використовується найменші запаси міцності, що стимулює розробку більш точних методів визначення залишкової міцності та втомної довговічності. Тріщини, що виникають у елементах авіаційних конструкцій, найкраще описуються за допомогою підходів лінійно-пружної механіки руйнування. Одним з її основних параметрів, що характеризує напруження у вершині тріщини залежно від навантаження, конфігурації тріщини та геометрії конструкції, є коефіцієнт інтенсивності напружень (КІН).

Для його визначення було розроблено багато аналітичних, чисельних та експериментальних методів. Для складних за конструкцією авіаційних елементів, що мають підкріплюючий поздовжньо-поперечний силовий набір змінної жорсткості, контактні поверхні та контактні напруження між елементами, і які зазнають дії складних зовнішніх навантажень, всі ці підходи є складними та вимагають певних компромісів для вирішення поставлених задач.

Останні досягнення у галузі експериментальної механіки та зростання потужностей обчислювальної техніки дозволяють отримувати значно більше інформації з натурних випробувань і адекватно оцінювати поведінку складних конструкційних елементів під дією експлуатаційних навантажень. Одним з найпоширеніших експериментальних методів визначення КІН є тензометричний метод, запропонований J.W. Dally та R.J. Sanford, відомий в англomовній технічній літературі як DST. Показано, що він може широко використовуватися на різних типах матеріалів (крихких та пластичних), різних конфігураціях зразків та при різних типах навантаження. Описано теоретичні формулювання цього підходу, представлені рекомендації щодо орієнтації тензодатчика, розглянуті існуючі модифікації методу. Проведений огляд літератури також виявив проблеми, які можуть виникнути при застосуванні цього методу.

Для їх вирішення автори пропонують застосовувати гібридний підхід, який поєднує тензометричний метод з методом скінченних елементів та методом цифрової кореляції зображень. Описано три можливі шляхи їх застосування в залежності від поставлених задач.

УДК 534.1, 539.4

Є.О. Неманежин, Г.І. Львов, Ю.І. Торба

РОЗРОБКА МЕТОДУ ВИЗНАЧЕННЯ ВПЛИВУ АНІЗОТРОПНИХ ХАРАКТЕРИСТИК МОНОКРИСТАЛІЧНИХ ТУРБІННИХ ЛОПАТОК ГАЗОТУРБІННИХ ДВИГУНІВ НА ЇХ ДОВГОТРИВАЛУ МІЦНІСТЬ

Показник довготривалої статичної міцності є одним із ключових та найважливіших параметрів, який обчислюється на стадії ресурсного проектування лопаток турбін авіаційних двигунів. Важливість дослідження та моделювання цього показника базується на багатьох факторах. Зокрема, слід зазначити, що одним із таких факторів є особливості прояву анізотропних характеристик монокристалічних турбінних лопаток, які виготовляються із нікелевих жароміцних сплавів, у широкому діапазоні температурних та силових навантажень. Також, ще одним важливим фактором при цьому виступають різні кристалографічні орієнтації монокристала.

Аналіз літературних джерел показав, що на сьогоднішній день загальних уніфікованих підходів до оцінки довготривалої міцності монокристалічних лопаток турбін не існує. До основних підходів, описаних в наукових джерелах, можна віднести мікромеханічні (фізичні,

кристалографічні) та феноменологічні моделі оцінки довговічності конструкцій, виготовлених із монокристалічних жароміцних нікелевих сплавів. Також є багато авторських методів, розроблених у колах наукової спільноти. Основна маса існуючих підходів, які описані у значній кількості літературних джерел, мають як багато своїх переваг, так і багато значних недоліків.

У цьому дослідженні пропонується власний комплексний підхід до розрахунку та оцінки довготривалої міцності монокристалічних лопаток газових турбін. Пропонований у наведеному матеріалі алгоритм засновано на отриманні рівнянь розподілу параметру Ларсона-Міллера методом апроксимації літературних експериментальних даних для різних кристалографічних орієнтацій лопаток турбін. Основою для проведення чисельного моделювання розподілу параметра Ларсона-Міллера по об'єму лопатки турбіни є розрахунок повзучості за законом Нортон. Отримані при апроксимації рівняння параметру Ларсона-Міллера для різних орієнтацій кристала були використані при скінчено-елементному моделюванні його розподілу на прикладі охолоджуваної лопатки турбіни високого тиску. Розрахунки проводилися з використанням потужностей програмного комплексу ANSYS Workbench. На основі проведених обчислень виконано моделювання часу до руйнування для різних кристалографічних орієнтацій та для різних температурних станів лопатки.

УДК 681.586.326:621.316

С.С. Кригін

ДОСЛІДЖЕННЯ ВІДНОСНИХ ДЕФОРМАЦІЙ ДЕТАЛЕЙ АВІАЦІЙНИХ ДВИГУНІВ, ЩО ЗНАХОДЯТЬСЯ ПІД ВПЛИВОМ ПІДВИЩЕНИХ ТЕМПЕРАТУР ЗА ДОПОМОГОЮ ТЕНЗОРЕЗИСТОРІВ

У доповіді розглядається тензометр (тензометричний датчик), що є прямокутною розеткою, що складається з двох чутливих елементів (ЧЕ) розташованих в ізоляторі-сполучному. Головні осі ЧЕ повернуті одна відносно іншої на 90° (рис.1). Нижній ЧЕ тензометричного датчика встановлюється на деталі так, щоб його головна вісь збігалася з напрямком вектора дії основного силового впливу та закріплюється за допомогою ізолятора сполучного. Верхній ЧЕ, розташований над нижнім, відіграє роль температурно-компенсуючого елемента і одночасно реєструє поперечну деформацію деталі.

ЧЕ датчика виготовлені з дроту сплаву ніхром (Х20Н80) діаметром 30 мкм. База ЧЕ – 5 мм, а електроопір при 20°C дорівнює 63 Ом. Коефіцієнт тензочутливості вибраного ніхрому становив 1,87.

В якості ізолятора-сполучного, для закріплення ЧЕ, використовувався високотемпературний цемент ВКП-26Ц.

Передбачається застосування цього тензометра при визначенні статичних напружень деталей працюючих при температурі до 800°C .

Експериментальне дослідження

Експериментальне дослідження полягало у визначенні силової характеристики досліджуваного тензометра (опору як нижнього, так і верхнього ЧЕ), пов'язаної з статичною деформацією, температурним розширенням системи деталь-тензометр, а також із шунтуванням ізоляції (ізолятора-сполучного) та зміною питомого опору матеріалу ЧЕ.

Тензометри закріплювалися на стандартних зразках на розтяг діаметром 10 мм, поперечний переріз якого становив $78,54\text{ мм}^2$, виготовлений зі сталі 30ХГСА.

Вимірювання температури здійснювалося за допомогою термопар типу L (хромель-копель), вимірюваний діапазон температури від -200°C до $+850^\circ\text{C}$.

Зразки, із встановленими на них тензометрами, піддавалися повільному нагріванню до температури 20, 200 та 600°C , витримці для стабілізації температури, та навантаженням на випробувальній машині силою ступенями на 400, 800, 1200 та 1600 кгс по три рази. Що відповідає напруженням зразка 5, 10, 15, 20 кгс/мм².

Модуль пружності обраного матеріалу при досліджуваних температурах становив: 20 °С – $2,15 \cdot 10^5$ МПа, 200 °С – $2,03 \cdot 10^5$ МПа, 600 °С – $1,64 \cdot 10^5$ МПа.

Відносна деформація зразка, враховуючи модуль пружності становила відповідно: при 20 °С – 240, 480, 718, 950 мкм/м; при 200 °С – 255, 510, 760, 1012 мкм/м; при 600 °С – 318, 632, 942, 1253 мкм/м.

Кожен ЧЕ тензометра для виключення впливу з'єднувальних проводів був підключений до реєструючої апаратури за чотири провідною, потенціометричною схемою, в режимі вимірювання електричного опору, представлену на рис. 1.

При дослідженнях використовувалася вимірювальна система НВМ QuantumX MX1615В. За отриманими даними, була розрахована статична деформація деталі зафіксована тензометром ($\varepsilon_{ст}$)

$$\varepsilon_{ст} = \left(\frac{R_1^1 - R_0^1}{R_0^1} - \frac{R_1^2 - R_0^2}{R_0^2} \right) \cdot \frac{1}{K_{GF}} \text{ е.о.д.,}$$

де R_i – опір ЧЕ тензометра під час дослідження,

R^1, R^2 – опір поздовжнього та поперечного ЧЕ тензометра,

R_0 – початковий опір ЧЕ тензометра при кімнатній температурі,

K_{GF} – коефіцієнт тензочутливості

Результати проведених вимірювань представлені на рис. 2.

Під час випробувань було зафіксовано зміну модулю пружності матеріалу відносно температури та пластичну деформацію зразка при напруженнях 20 кгс/мм² за температури 600°С.

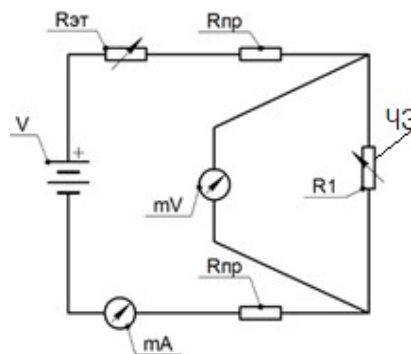


Рис. 1. Потенціометрична схема підключення чутливого елемента (R_1)

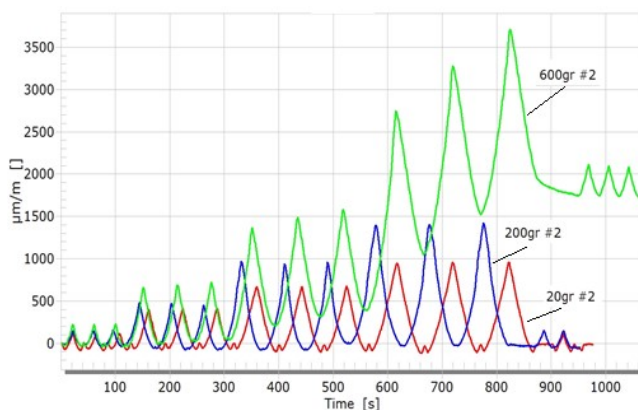


Рис. 2. Відносна деформація зразка виміряна тензометром при досліджуваних температурах

УДК 620.172.251.224

Б.С. Карпінос, В.В. Самуєєв, А.С. Бологін, А.А. Шultzін, Є.І. Чемерис

КОМП'ЮТЕРНЕ МОДЕЛЮВАННЯ ТЕРМОВТОМНИХ ПОШКОДЖЕНЬ ЖАРОВИХ ТРУБ КАМЕР ЗГОРЯННЯ АВІАЦІЙНИХ ДВИГУНІВ

Світовий та вітчизняний досвіди експлуатації авіаційних ГТД свідчать про збільшення кількості пошкоджень елементів гарячого тракту по мірі їх напрацювання. У першу чергу це стосується елементів основної камери згоряння, а саме її жарової труби. Незворотне деформування та жолобкування їх стінок, їх прогари, відлущення термозахисних покриттів, тріщини в околі отворів охолодження та ін. є наслідком конструкторських, технологічних та експлуатаційних чинників. Це багаторічна проблема. Її розв'язання на кожному етапі розвитку газотурбобудування пов'язано із експериментальними та теоретичними дослідженнями складних фізико-хімічних процесів, що відбуваються в термодинамічно несталому рухомому газовому середовищі і в матеріалі стінок жарової труби.

В загальній постановці розв'язання цієї проблеми є розв'язанням послідовної мультифізичної задачі, а саме згоряння, аеродинаміки, теплообміну, теплопровідності, термпружності, термопластичності та термічної втоми. Задача надзвичайно складна і масштабна. На сьогоднішні просування до її розв'язання пов'язано з використанням методів кінцевих елементів, із

залучення сучасних комп'ютерних технологій, що дозволяють перейти від окремого чисельного дослідження до їх певної сукупності і, таким чином, виконати моделювання впливу конструктивних або експлуатаційних чинників на умови досягнення локального граничного стану об'єкту дослідження. Комп'ютерні геометричні моделі частини реальної камери згоряння побудовано в пакеті SolidWorks. Для розрахунків термодинамічних і аеродинамічних параметрів продуктів згоряння використовувався програмний пакет ANSYS CFD (модулі CFX, Fluent). Для визначення теплового та напруженого станів жарової труби – ANSYS Mechanical (модулі Thermal, Structural). Приймалися різні схеми взаємозв'язків між відповідними модулями в об'єднуючій платформі програмного пакету.

Досліджено тепловий та термонапружений стани жарової труби на стаціонарних режимах роботи авіаційного ГТД. Встановлено, що небезпечними зонами жарової труби є місця в околі основних отворів підводу вторинного повітря, які формують аеродинамічні умови забезпечення стабілізації процесу горіння. В цих зонах температура металу та термічні напруження в жаровій трубі можуть досягати граничних значень, що ініціює появу в ній прогарів та тріщин. Розподіл напружень по поверхні жарової труби надзвичайно неоднорідний, коефіцієнт концентрації напружень може досягати 10. З'ясовано, що навіть незначні відхилення (до 2%) в налаштуваннях паливної системи та якості розпилу палива сприяють суттєвим змінам умов і параметрів пов'язаних між собою фізико-хімічних процесів горіння, течії, теплообміну. Тому основною причиною появи пошкоджень є небажана еволюція пограничного шару плівкового охолодження, оскільки потік повітря, який поступає через основні отвори має велику проникну здатність. Висновки моделювання підтверджено експериментальними спостереженнями технічного стану жарових труб за час їх експлуатації. Додатково виконано дослідження теплового та термонапруженого станів жарових труб після їх відновного ремонту, що дозволило з'ясувати ефективність конструктивних і технологічних рішень.

УДК 620

О.Б.Галєнкова, Р.Ю.Шакало, Р.П.Придорожний, О.О.Овчинников

ВИЗНАЧЕННЯ ВЛАСНИХ ЧАСТОТ ТА ФОРМ КОЛИВАНЬ ЛОПАТКИ ТУРБИНИ, ВИГОТОВЛЕНОЇ ЗІ СПЛАВУ НА ОСНОВІ АЛЮМІНІДУ ТИТАНУ

Розвиток авіаційної техніки передбачає використання новітніх матеріалів. Удосконалення турбіни ГТД, одним з найбільш навантажених елементів якої є робочі лопатки, можливо за рахунок застосування жаростійких сплавів з меншою питомою вагою, до числа яких відносяться перспективні сплави на основі алюмініду титану. Але використання нового матеріалу вимагає проведення додаткових досліджень як самого матеріалу, так і розрахунків міцності та коливань лопаток.

Метою роботи є визначення можливості застосування сплаву на основі алюмініду системи Ti-28Al-7Nb-2Mo-0,3 (Y, Re, B) замість сплаву ВЖЛ12Э-ВИ для робочої лопатки 2 ступеня вільної турбіни.

В ході роботи проведено такі чисельні дослідження, як модальний аналіз, визначення напружено-деформованого стану, перевірку умов міцності та масових характеристик. Побудовані діаграми Кемпбела для опису залежності власних частот коливань лопатки від частоти обертів та можливості визначення режимів роботи, при якому відбуваються резонансні коливання.

В якості вихідних даних для розрахунку прийняті фізичні властивості матеріалів – густина дослідного сплаву ρ , модуль пружності матеріалу E , коефіцієнт лінійного розширення α , а також границя довготривалої міцності. Граничні умови такі як: частота обертання 8650 об/хв., що відповідає номінальному режиму роботи двигуна; геометрія, розподіл температур лопатки та закріплення лопатки залишалися сталими для двох варіантів.

З використанням програм UnigraphicsNX та Ansys побудовані тривимірні та скінченноелементні моделі лопатки, що відображають особливості її геометрії.

На підставі розрахункових моделей встановлено зменшення маси дослідної модифікації лопатки при заміні серійного сплаву ВЖЛ12Э-ВИ на сплав на основі алюмініду

експериментального складу на 40%.

Шляхом проведення модального аналізу визначено, що при номінальній роботі двигуна 8650об/хв частоти власних коливань лопатки з алюмініду знаходиться далі від резонансної частоти.

Проведено розрахунки та виконано зрівняльний аналіз еквівалентних напружень лопатки з експериментального та серійного сплаву. Доведено, що максимальні напруження діють в кореневому перетині пера лопатки і при використанні експериментального сплаву з алюмініду титану еквівалентні напруження зменшуються на 35% порівняно із вихідними значеннями. Встановлено, що коефіцієнт запасу міцності дослідного сплаву на основі алюмініду не менше запасу міцності серійного сплаву ВЖЛ12Э-ВИ.

За результатами досліджень встановлено, що використання лопаток з дослідного сплаву дасть зниження маси лопатки на 40%, а колеса 2 ступеню вільної турбіни на 17% без зниження міцності та ресурсу лопатки. Визначено, що сплав на основі алюмініду титану системи Ti-28Al-7Nb-2Mo-0,3 (Y, Re, B) може бути використаний у якості матеріалу для виготовлення лопаток 2 ступеня вільної турбіни, що підтверджено актом впровадження №7 від 24.01.24р. на ДП «Івченко-Прогрес».

УДК 621.45.032.3.

А.В. Балалаєв, К.В. Балалаєва, М.О. Пікуль, Г.Г. Голембієвський

АНАЛІЗ ДІАГРАМ КЕМПБЕЛА РЕШІТЧАСТИХ ДВОРЯДНИХ ЛОПАТОК ВЕНТИЛЯТОРА ТРДД ІЗ КОМПОЗИТУ ТА ТИТАНОВОГО СПЛАВУ

Однією із тенденцій авіаційного двигунобудування є підвищення ефективності, покращення характеристик вентиляторів турбореактивних двоконтурних двигунів із високим та надвисоким ступенем двоконтурності. Предметом дослідження є процес власних коливань решітчастої дворядної лопатки вентилятора турбореактивного двоконтурного двигуна. Об'єктом дослідження є решітчаста дворядна лопатка вентилятора. Метою роботи є оцінка впливу матеріалу на власні частоти коливань решітчастої дворядної лопатки вентилятора турбореактивного двоконтурного двигуна. В роботі поставлено та вирішено наступні задачі: проведення модального аналізу власних коливань решітчастої дворядної лопатки вентилятора, виготовленої із композитного матеріалу та титанового сплаву; побудова діаграми Кемпбела для решітчастої дворядної лопатки вентилятора, виготовленої із композитного матеріалу та титанового сплаву. Дослідження власних коливань лопатки вентилятора проводилось методом чисельного експерименту. Частота власних коливань отримувалась для перших десяти гармонік.

Досліджувались лопатки із титанового сплаву Ti-6Al-4V та композитного матеріалу Ероху Carbon Woven (395 GPa) Prepreg. Проведені дослідження показали, що вибір матеріалу впливає на власні частоти та форми коливання решітчастої дворядної лопатки. Для обох досліджених варіантів решітчастих дворядних лопаток є гармоніки, при яких наявні пересікання першої та другої лопатки. Композитна решітчаста дворядна лопатка вентилятора має менше гармонік із явищем пересікання першої та другої лопатки. Побудовані діаграми Кемпбела для решітчастих дворядних лопаток вентилятора. Решітчаста дворядна лопатка, виготовлена із композитного матеріалу має дві, а із титанового сплаву - чотири резонансні частоти в діапазоні робочих частот обертання ротора від 2000 об/хв. до 3500 об/хв. Вага дослідженої лопатки із композитного матеріалу складає близько 5 кг, при цьому лопатка із титанового сплаву важить 15 кг. Отже, проведені дослідження показали, що композитна решітчаста дворядна композитна лопатка має кращі характеристики, але конструкція такого лопаткового вінця вентилятора потребує доробки.

Наукова новизна та практична значимість проведених досліджень полягає в тому, що отримані нові дані щодо власних коливань решітчастих дворядних лопаток вентилятора турбореактивного двоконтурного двигуна, виконаних із композитного матеріалу та титанового сплаву. Отримані дані допоможуть у створенні перспективних газотурбінних двигунів з покращеними характеристиками.

S.V. Filipkovskij, S.V. Chaikin (С.В. Філіпковський, С.В. Чайкін)

**ANALYSIS OF NONLINEAR VIBRATION CHARACTERISTICS OF A TWO-ROTOR
TURBOFAN ENGINE SYSTEM WITH AN INTERSHAFT SUPPORT
(АНАЛІЗ НЕЛІНІЙНИХ КОЛИВАНЬ ДВОРОТОРНОЇ СИСТЕМИ ТРДД
З МІЖВАЛЬНОЮ ОПОРОЮ)**

The layout of the turbofan engine with coaxial rotors and intershaft rear support of the high-pressure rotor is the most compact one, since the rear supports of both rotors are located in one oil cavity, provided with a joint system of communications for oil supply and suction, and the force diagram of the aircraft engine stator is simplified. The disadvantage of this layout is the mutual influence of high-pressure (HP) and low-pressure (LP) rotors through the intershaft support, which leads to significant vibration activity due to the operating conditions of the intershaft bearing.

The purpose of this work is to identify the characteristic features of vibration instability during the testing of turbofan engines with intershaft support, the factors influencing it and the methods of elimination within the framework of the general reduction of vibration level and improvement of the efficiency of engine vibration diagnostics.

The research was performed on serial engines manufactured by MOTOR SICH JSC. Based on vibration recording data, approximate curves of vibration response in the near-resonance area are plotted, directions of rotation frequency change and hysteresis zones with stable and unstable oscillations are marked. Bench tests with registration of broadband signal of vibration sensors were performed. Moment spectra of vibration signal for two stable modes of oscillations with the same rotor speed in the resonance region are calculated.

The phenomenon of vibration instability during the operation of a turbofan engine with intershaft support in the steady-state mode of operation is analyzed. The main features of the vibration state of such an engine are identified: 1) the presence of the vibration jump phenomenon when passing the resonance frequency of HP rotor; 2) the presence of combination frequencies of the rotors and characteristic frequencies of the intershaft bearing in the vibration signal spectrum; 3) the presence of a constant phase shift of the signal from the front and rear suspension plane sensors with the frequency of HP rotor in modes with vibration instability; 4) the occurrence of chaotic phase shift in the vibration signal of the rear suspension plane when vibrating with the frequency of LP rotor.

An assumption is made about the presence of rolling element skidding in the intershaft bearing as the main cause of the described vibration instability, the influence of inlet oil pressure on the instability occurrence is detected.

УДК 621.45

I.B. Войтенко, В.С. Чигрин, Ю.І. Торба

**РОЗРАХУНОК КРИТИЧНОЇ ШВИДКОСТІ ФЛАТТЕРА
ПЕРА ЛОПАТКИ ВЕНТИЛЯТОРА**

Тенденція створення сучасного газотурбінного двигуна вимагає скорочення термінів розробки, що включають: проектування, виготовлення та доведення. Розробник прагне зменшити витрати на доведення, що передбачає зміни у конструкції та відповідні витрати на доробки. Особлива увага приділяється основним елементам конструкції двигуна, таким як вентилятор, компресор та турбіна. Існує тенденція розробки алгоритмів прогнозування явищ, що виключають резонансні та нестійкі режими роботи елементів конструкції двигуна на етапі проектування. Що у свою чергу може суттєво зменшити витрати та час на проведення та скорочення робіт з тензометрування, що включають: препарування, придбання та підключення спеціального обладнання, такого як струмознімач сигналів тензорезисторів. І відповідно проведення натурних випробувань двигуна, з можливими повторами, після передбачуваних

допрацювань елементів конструкції.

У цій роботі пропонуються деякі напрацювання, що передбачають розвиток такого виду прогнозування на етапі проектування. За результатами чисельного моделювання визначено власні частоти згинальних та крутильних коливань бандажованої лопатки вентилятора вище бандажної полиці. Отримані результати добре узгоджуються з результатами моделювання коливань лопаткового вінця у зборі з диском. До того ж власні частоти підтверджені результатами акустичної перевірки, а виникнення на них підвищеної напруги проявилися при тензометруванні та використанні альтернативних методів на натурних випробуваннях двигуна.

За допомогою розрахунку критичної швидкості флаттера лопатки вентилятора та її залежності від відносної швидкості обтікання периферійного перерізу профілю лопатки та відносної швидкості на радіусі бандажної полиці, визначено можливість виникнення, на робочому режимі, автоколивання ділянки пера лопатки, що знаходиться вище бандажної полиці, за типом згинально-крутильного.

УДК 621.438.2

К. М. Подгорський, С. В. Єніфанов

ФОРМУВАННЯ ПРУЖНОЇ МОДЕЛІ ВАЛА ВЕНТИЛЯТОРА ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВОКОНТУРНОГО ДВИГУНА ДЛЯ ВИЗНАЧЕННЯ КРУТИЛЬНОГО МОМЕНТУ ПІД ЧАС ВИПРОБУВАНЬ

Однією з головних проблем створення авіаційних турбореактивних двигунів із високим і надвисоким ступенем двоконтурності є проектування та випробування вентиляторів. Підвищення ККД вентиляторів двигунів зазначеного класу потребує розв'язання ряду складних взаємопов'язаних задач в області газової динаміки, матеріалознавства, міцності, аналізу коливань, технології та інших областях. Однією з цих задач є визначення характеристик вентилятора за результатами його випробувань.

Найбільш адекватними є характеристики вузлів, визначені в складі двигуна, тому що вони ураховують взаємний вплив вузлів і особливості їх компонування. В цих умовах використання додаткових (нештатних) конструктивних елементів з метою організації вимірювання крутильного моменту є небажаним (тому що ці елементи можуть впливати на характеристики вузлів), а в ряді випадків є практично неможливим. Тому при випробуваннях з метою визначення характеристик вузлів у складі двигуна виникає необхідність інтеграції вимірювача крутильного моменту (ВКМ) у конструктивну схему двигуна. Значна довжина вала вентилятора сприяє забезпеченню високої чутливості кутового переміщення до величини крутильного моменту. Однак відсутність необхідних підходів до визначення залежності крутильної жорсткості вала від режиму та умов роботи двигуна перешкоджає використанню цього методу. Це визначає актуальність розробки підходів до формування моделі крутильної жорсткості вала вентилятора з урахуванням нерівномірності розподілу температур у ньому.

У ході розробки вбудованого вимірювача крутильного моменту отримано такі основні результати:

З урахуванням аналізу конструкції валу вентилятора двигуна типу Д-436 запропоновано його конструктивну доробку, яка забезпечує установку зубчастого індуктора в задній частині вала та індуктивного датчика на корпусі задньої опори турбіни. Це дозволяє реалізувати вимірювання кутового переміщення валу на великій мірній базі й таким чином забезпечити високу точність вимірювань.

Сформовано геометричну модель вала та забезпечено розрахунок його температурного та напруженого станів із використанням засобів Ansys.

Вперше в практиці формування моніторингових моделей теплового та напружено-деформованого станів деталей двигунів виявлено обмеженість відомої методики, зумовлена тим, що вона не враховує особливостей теплообміну в масляних порожнинах і їх відмінність від умов теплообміну в повітряних порожнинах.

Запропоновано формувати модель для визначення граничних умов теплообміну вала з використанням відомих параметрів граничних умов на базовому режимі, заданих Розробником двигуна, забезпечуючи зв'язок з ними параметрів на поточному режимі на основі умов подібності.

Установлено, що загальноприйняте припущення про постійність на всіх режимах відносних витрат повітря, що відбирається на охолодження, дозволяє використовувати для задання температури середовища методів теорії подібності, які визначають зв'язок цієї температури з температурою на базовому режимі та вимірюваною температурою в обраному перерізі проточної частини.

Виділено три характерні зони поверхні вала, що відрізняються умовами теплообміну. Для цих зон на основі аналізу літературних джерел з теплообміну встановлено критеріальні співвідношення, які пов'язують критерій Нуссельта з критеріями Рейнольдса, Прандтля і Тейлора. На основі цих критеріальних співвідношень і степеневих моделей, які апроксимують залежності теплофізичних властивостей повітря від температури, отримано вирази для коефіцієнтів моделювання, що пов'язують значення коефіцієнтів тепловіддачі на поточному режимі з коефіцієнтами тепловіддачі на базовому режимі.

Використання скінченно-елементної моделі для визначення температурного, напруженого станів валу та його кутової деформації, а також розробленої моделі граничних умов теплообміну дозволило сформувати структуру методичної частини вимірювача крутильного моменту, вбудованого в конструкцію ротора двигуна.

УДК 629.7.036.3

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

МОДЕЛЮВАННЯ ПРОЦЕСУ ОХОЛОДЖЕННЯ ОЛИВИ В АВІАЦІЙНОМУ ГАЗОТУРБІННОМУ ДВИГУНІ

Надійна робота газотурбінних двигунів (ГТД) багато в чому залежить від досконалості малярної системи. Маслярна система ГТД забезпечує підведення оливи до вузлів тертя двигуна для їх змащення та охолодження. При цьому гранично допустима температура оливи, що застосовується, обмежена її термоокислювальною стабільністю. Тому для забезпечення нормальних експлуатаційних умов необхідно постійно відводити тепло від оливи у спеціальних теплообмінних апаратах – маслорадіаторах, які є невід'ємними складовими циркуляційних маслярних систем.

Як правило, для охолодження оливи у ГТД застосовуються теплообмінні апарати рекуперативного типу. У якості охолоджуючого середовища використовується як повітря, так і паливо з паливної системи двигуна. Тому маслорадіатори поділяються на паливо-маслярні та повітряномаслярні теплообмінники. Паливомаслярні теплообмінники також виконують допоміжну роль підігрівачів палива на вході у двигун. З метою зменшення габаритів та збільшення компактності маслорадіаторів використовуються теплообмінні поверхні з ребрами, що дозволяє інтенсифікувати теплопередачу.

Через особливості робочого процесу в маслярній порожнині опори ротора, завдяки наддуванню ущільнень повітрям, в маслосистемі рухається не однофазна рідина – олива, а її суміш з повітрям. При цьому частина повітря розчинена в оливі. У деяких випадках може виникати критичний режим течії у каналі радіатора, що залежить від структури двофазного потоку. Наявність повітря також знижує коефіцієнт тепловіддачі. Зазначене вище впливає на перебіг теплогідрравлічних процесів у маслорадіаторах, незважаючи на їх тип. Особливо, це стосується маслосистем турбовальних двигунів, де статичний відокремлювач повітря встановлено у маслобаці, після маслорадіатора. Вказане вище вимагає від розробника удосконалення підходів до проектування елементів маслосистеми, зокрема маслорадіаторів.

Традиційні підходи до проектування маслорадіаторів базуються на класичних співвідношеннях теорії розрахунку теплообмінних апаратів з однофазними теплоносіями, а наявність

повітря у оливі враховується шляхом збільшення розрахункової площі теплообміну, що спирається на досвід проектування. Однак такий підхід враховує особливості перебігу теплогідравлічних процесів у оливо-повітряній суміші виключно умовно та вимагає залучення дорогих стендових випробувань для подальшої доробки маслорадіатора. Тому актуальним при проектуванні маслорадіаторів авіаційних ГТД є використання методів моделювання теплогідравлічних процесів, що враховують особливості перебігу двофазних потоків.

Використовуючи теорію механіки багатофазних середовищ у роботі розглядаються підходи до моделювання процесу охолодження оливи у маслорадіаторі. На підставі аналізу існуючих підходів показані напрями подальшого дослідження з метою підвищення якості проектування маслорадіаторів.

УДК 629.7.036.3

І.І Петухов, А.В. Ковальов

АНАЛІЗ ВПЛИВУ ВІДКАЧКИ ПОТОКУ НА ПАРАМЕТРИ ОЛИВНОЇ ПЛІВКИ У КАМЕРІ ПІДШИПНИКА ГАЗОТУРБІННОГО ДВИГУНА

Підвищення параметрів термодинамічного циклу та зменшення габаритів авіаційних газотурбінних двигунів (ГТД) веде до зростання частоти обертання роторів, теплового та динамічного навантаження на елементи, ускладнюючи умови їхнього охолодження. Одними з найбільш складних у цьому сенсі є підшипникові вузли роторів. Важливе значення при їх розробці та експлуатації має достовірне визначення процесів переносу теплоти у камері підшипника. У цьому випадку можливе обґрунтоване зменшення витрати оливи та, відповідно, енергоспоживання системою змащення. Складність задачі обумовлена наявністю суттєво нерівноважного повітряно-оливого потоку, що утворюється в результаті змішування оливи з повітрям, що подається для ущільнення оливної порожнини опори. Структура потоку змінюється від повітряно-крапельної у ядрі до практично рідинної у пристінній оливній плівці. Тому навіть при використанні гетерогенної моделі Eulerian при тривимірному CFD-моделюванні застосовуються суттєві спрощення, у тому числі для граничних умов на поверхні плівки та відносно генерації крапель. При цьому необхідні значні обчислювальні ресурси, а результати вимагають як мінімум вибіркового експериментального підтвердження.

Для інженерних розрахунків найбільш важливим результатом є коефіцієнт тепловіддачі до внутрішньої стінки камери. Сформована раніше двовимірна модель газорідинного потоку в камері підшипника ГТД дозволяє врахувати основні геометричні та всі режимні параметри при його визначенні. Попередні дослідження показали, що частота обертання валу, а також гравітаційні сили мають значний вплив на товщину оливної плівки. При високій швидкості обертання валу плівка стає тоншою, а олива достатньо рівномірно розподіляється по внутрішній поверхні камери. При зменшенні обертів рівномірність поступово порушується, а при низьких обертах валу на ділянці під'ємного руху плівки після відкачуючого отвору її швидкість знижується аж до реалізації явища «захливання», коли плівка зупиняється.

Мета роботи полягає в удосконаленні математичної моделі течії пристінної оливної плівки в камері підшипника ГТД шляхом урахування цього явища. Причиною його виникнення є те, що до сил тертя та тяжіння, які на цій ділянці направлені протилежно відносно швидкості плівки, додається ефект зменшення сили зсуву від повітря. Це обумовлене зменшенням окружної складової швидкості повітря у цій зоні внаслідок його відбору у магістраль відкачки. Тому вплив відкачки потоку на параметри оливної плівки у великій мірі залежить від достовірного визначення поля швидкості повітря. Після зони «захливання» формування оливної плівки починається знову. Урахування відбору, але уже у вентиляційну магістраль, тут на швидкість плівки впливає позитивно.

АВТОМАТИЧНЕ КЕРУВАННЯ І ДІАГНОСТИКА

УДК 519.004:621.833

Н.І. Бурау, О.Я. Паздрій, О.А. Повшенко

ВИКОРИСТАННЯ БАГАТОРІВНЕВОЇ ОБРОБКИ ВІБРАЦІЙНИХ СИГНАЛІВ ДЛЯ БАГАТОКЛАСОВОЇ ДІАГНОСТИКИ ЕЛЕМЕНТІВ СКЛАДНИХ ОБЕРТОВИХ СИСТЕМ

Експлуатація складних обертових систем, таких як авіаційні газотурбінні двигуни (ГТД), відбувається в умовах комплексного впливу навантажень на стаціонарних і нестаціонарних режимах, супроводжується вимушеними і резонансними коливаннями обертових вузлів та елементів. В таких складних умовах порушення штатних режимів експлуатації, пошкодження та руйнування обертових елементів двигуна в польоті створюють передумови льотної події, можуть призвести до нелокалізованих руйнувань двигуна та катастрофічних наслідків. Тому важливою є проблема раннього виявлення несправностей чи пошкоджень для попередження відмов та руйнування авіаційних двигунів під час експлуатації, для вирішення якої необхідно забезпечити постійний моніторинг та діагностику початкових пошкоджень обертових елементів і порушень штатних режимів експлуатації двигуна.

На практиці для діагностики різних функціональних елементів складних обертових об'єктів застосовуються системи, в яких реалізуються окремі діагностичні методи. Методологічний та програмно-апаратний потенціал таких систем не відповідає сучасним вимогам, а функціональні можливості є обмеженими і не забезпечують високої достовірності оцінки фактичного стану об'єктів у процесі експлуатації. В існуючих бортових системах контролю ГТД немає можливості виявляти небезпечні пошкодження обертових елементів (наприклад, тріщини валів, дисків, лопаток) на ранніх стадіях розвитку, також не виявляються і деякі небезпечні явища, що призводять до порушень штатних режимів функціонування двигуна і є потенційно небезпечними в польоті. Такі системи потребують вдосконалення для забезпечення багатокласової діагностики, що сприятиме підвищенню надійності та безпеки експлуатації ГТД.

Для виявлення початкових тріщиноподібних пошкоджень валу ротора та лопаток робочих коліс, а також для ідентифікації таких експлуатаційних несправностей та порушень штатних режимів експлуатації, як дисбаланс, потрапляння сторонніх мілких предметів, задирання лопаток сторонніми предметами, тощо, пропонується використання багаторівневої обробки вібраційних та віброакустичних сигналів, що випромінюються обертовими елементами та супроводжують функціонування двигуна на стаціонарних та нестаціонарних режимах експлуатації. Багаторівнева обробка реалізується на основі різних комбінацій та/чи послідовного застосування методів частотно-часового аналізу, багатоспектрального аналізу та фрактального аналізу. Для кожного з розглянутих типів пошкодження/несправності обґрунтовано застосування комбінацій методів обробки та визначено діагностичні ознаки, за якими встановлюється клас технічного стану ГТД, розроблено відповідні алгоритми багатокласового діагностування. На основі отриманих результатів досліджень може бути розроблена нова багаторівнева система для багатокласової діагностики ГТД в експлуатації, що розширить функціональні можливості бортових систем контролю та діагностики і сприятиме підвищенню надійності та безпеки експлуатації ГТД.

ПОРІВНЯННЯ МЕТОДИК МОДЕЛЮВАННЯ ПРУЖНОЇ ТРАНСМІСІЇ

При створенні сучасних систем автоматичного управління силовими установками гвинтокрилів, які використовують газотурбінний привід, виникає низка складних науково-прикладних проблем та завдань. Такі проблеми зумовлені специфікою навантаження та газотурбінного приводу. Навантаження силової установки гвинтокрила складає редукторну частину, трансмісію та гвинтову групу. Трансмісія за необхідної довжини валів поєднання має пружні властивості, а гвинтова група – інерційне навантаження. Джерело енергії силової установки є вільна турбіна газотурбінного двигуна, яка не має безпосереднього механічного зв'язку з газогенератором, а має тільки газодинамічний зв'язок. Властивості такого зв'язку потребують окремого дослідження. Тому має місце важливе науково-прикладне завдання аналізу взаємодії частин динамічної системи, які складає взагалі силову установку гвинток-рилів. Вирішення вказаного науково-прикладного завдання може бути досягнуто в поточний час засобами математичного та комп'ютерного моделювання. Методики такого моделювання повинні відповідати, по-перше, адекватності пропонованих моделей, по-друге можливостям пропонованих методик моделювання для подальшого удосконалення систем автоматичного управління силовою установкою. Найбільш важливим питанням такого аналізу є встановлення резонансних частот збудження коливань трансмісії із гвинтовою групою та рівнем їх демпфування в залежності від навантаження гвинта та частоти його обертання. Такі дані можуть бути вихідними щодо проектування цифрової системи управління газотурбінним двигуном для обрання заходів уникнення можливого збудження небажаних коливань. Тому мета пропонованого дослідження у вигляді аналізу та порівняння методик моделювання пружної трансмісії гвинтокрила є актуальною і важливою для вирішення прикладних завдань. Об'єктом досліджень є динамічні процеси в трансмісії гвинтокрила із урахуванням гвинтової групи. Предметом досліджень є методики моделювання динамічних процесів у трансмісії гвинтокрила для отримання вихідних параметрів, необхідних, щодо до синтезу систем автоматичного управління.

Вирішені тестові прикладні завдання моделювання трансмісії гвинтокрила на основі газотурбінного двигуна за пропонованим підходом.

УДК 621.452:681.5

І.В. Оганян, С.В. Єніфанов

РОЗРОБКА МЕТОДІВ ДІАГНОСТУВАННЯ ТЕХНІЧНОГО СТАНУ ПАЛИВНОГО РЕГУЛЯТОРА

На сьогоднішній день існує необхідність розробки технології ремонту за технічним станом паливного регулятора гідромеханічного типу для турбовального двигуна вертольота. Виникає задача організації ефективного процесу вхідного контролю виробу, що ремонтується. Це зумовлено частим виявленням в експлуатації невідповідностей значень вимірюваних параметрів регулятора вимогам технічних умов. Зазначені невідповідності можуть бути причиною відмови літального апарата в польоті. Зокрема, відхилення динамічних характеристик паливного регулятора призводить до виникнення в експлуатації незгасаючих коливань несучого гвинта вертольота, що значно ускладнює процес пілотування та підвищує ризик аварійної ситуації. Таким чином, у процесі вхідного контролю параметрів виробу, що ремонтується, мають бути визначені всі несправності, що проявляються в експлуатації. З метою організації ефективного процесу вхідного контролю ремонтного виробу необхідно розробити методику діагностування технічного стану виробу, яка буде включати в себе методику допускового

контролю контрольованих параметрів і методику локалізації дефектів. Перший етап перевірок параметрів повинен включати контроль параметрів виробу на статичних режимах роботи і локалізацію дефектів на цих режимах. Після отримання інформації про справність виробу на усталених режимах роботи на другому етапі необхідно провести контроль динамічних характеристик паливного регулятора і визначити його схильність до нестійкої роботи в складі системи автоматичного керування. Оскільки процес контролю параметрів робочого процесу паливного регулятора на його усталених режимах роботи описано в технічних умовах, додатково необхідно розробити методику контролю динамічних характеристик регулятора.

Виникнення невідповідностей контрольованих параметрів паливного регулятора пов'язане з відхиленнями конструктивних параметрів його елементів (наприклад, діаметру дроселя або жорсткості пружини) від значень, що відповідають справному вихідному стану або технічним вимогам. Методи локалізації зазначених дефектів за вимірюваними параметрами робочого процесу можна поділити на дві основні групи параметричних методів:

- методи, що базуються на параметричній ідентифікації математичних моделей;
- методи класифікації станів виробу в просторі вимірюваних параметрів.

Застосування методів, що ґрунтуються на параметричній ідентифікації, до діагностування технічного стану досліджуваного паливного регулятора ускладнено через особливості його конструкції та технологію випробувань. Основна складність діагностування полягає в обмеженій кількості доступних для вимірювання параметрів робочого процесу. Відсутність повної інформації про робочі процеси, що відбуваються в регуляторі, не дозволяє ідентифікувати всі необхідні параметри стану математичної моделі.

З метою локалізації дефектів на усталених режимах роботи було розроблено метод та алгоритм класифікації технічного стану в просторі параметрів робочого процесу регулятора. Цей метод полягає у розпізнаванні несправного стану виробу за вимірними діагностичними параметрами з множини можливих станів на підставі аналізу значень діагностичних ознак, сформованих у вибірку, з чітким поділом даних на класи дефектів. Класи формуються шляхом групування параметрів робочого процесу, значення яких розраховано за допомогою математичної моделі регулятора із заданням відхилень певних параметрів стану для імітації відповідних дефектів. Кількість дефектів, доступних для діагностування, обмежена глибиною моделювання, кількістю та складом вимірюваних діагностичних параметрів робочого процесу, а також точністю їх вимірювання.

Для оцінки динамічних характеристик регулятора розроблено метод та алгоритм класифікації динамічних характеристик паливного регулятора, що базується на статистичному підході. Цей підхід полягає в пошуку відмінностей між частотними характеристиками справних та несправних паливних регуляторів за допомогою існуючих алгоритмів розпізнавання образів та алгоритмів класифікації.

УДК 629.735.4

A.G. Buryachenko (A.G. Буряченко)

THE DEVELOPMENT OF THE IMITATOR OF A TORQUE METER (РОЗРОБКА ІМІТАТОРУ КРУТНОГО МОМЕНТУ)

The subject of research was the development of the compact comfortable in using an imitator of a torque meter on the free turbine shaft to provide the metrological support of the development and production of RDC-450M-117V – the TV3-117VMA-SBM1V digital engine onboard regulator. The work purpose was to develop the torque meter imitator based on information about the real aircraft engine torque meter characteristics, but without its mechanical part, which is big enough and difficult to manufacture and use during the regulators' production. The thing is that the real engine torque meter (which signal it was necessary to imitate) is the combination of the special free turbine

output shaft (measuring shaft) with two inductors on it and a rotor rotation speed sensor (with frequency output signal). The tasks faced by the developers were to investigate the real torque meter operating principle and its characteristics, first of all, the output signal characteristics, and to develop an electronic device, that will provide the same signal reproduction. The applied methods are the real engine torque meter characteristics theoretical and experimental study on the stands of JSC "Motor Sich", processing of experimental data (waveforms of rotor rotation speed sensor) using quantitative analysis method.

Design documentation and software for the torque meter imitator were developed and the imitator was made. It is compact and comfortable in using a two-channel electronic imitator, which provides calibration and testing of the RDC-450M-117V regulator measuring channels and can operate in autonomous mode under operator control or as the engine stand-imitator part (or being connected to a PC with an installed engine mathematical model) under automatic control by engine mathematical model. The scientific novelty of the obtained results is the engine torque meter output signal was studied in detail and was implemented in a compact electronic imitator which does not need a mechanical part similar to a real measuring shaft with two inductors on it and a rotor rotation speed sensor.

As part of the metrological support for the development and production of aircraft engine regulators, a new compact comfortable in using a two-channel electronic imitator of a torque meter on the free turbine shaft has been developed. The developed torque meter imitator provides the engine regulators with production tests. The imitator was verified during the testing of the RDC-450M-117V regulator as part of the TV3-117VMA-SBM1V engine.

УДК 681.5.004.65

А.В. Дунай

ВИБІР ОПТИМАЛЬНОГО МЕТОДУ АНАЛІЗУ ЕКСПЛУАТАЦІЙНИХ ДАНИХ АВІАЦІЙНОГО ДВИГУНА ТВ3-117В

Аналіз післяпольотних даних газотурбінного двигуна (ГТД) відіграє важливу роль при його діагностиці та експлуатації. Вибір оптимальних методів аналізу даних двигуна дозволяє підвищити ряд його важливих показників. За допомогою аналізу експлуатаційних даних можливо виявити і усунути проблеми, які мають вплив на ресурс двигуна, що в свою чергу збільшує показники надійності та довговічності двигуна. Крім того, вчасне виявлення відхилень в роботі двигуна за допомогою отриманих баз даних його роботи дозволяє реалізувати заходи щодо підвищення безпеки польотів.

Об'єктом дослідження є дані стендових випробувань газотурбінного двигуна ТВ3-117В. Дослідження охоплює бази даних, що включають параметри роботи двигуна, такі як температура, тиск, оберти, витрата палива та інші показники.

Використання регресійних моделей дозволяє суттєво зменшити дисперсію залишкових відхилень і тим самим підвищити надійність результатів діагностики. Однак, вони мають високу чутливість до нецензурованих викидів у вихідних даних та вимагають їх попередньої обробки. Методи факторного аналізу дозволяють суттєво зменшити дисперсію залишкових відхилень, виділяючи загальні фактори, які мають найбільший вплив на параметри, що аналізуються. Факторний аналіз забезпечує більш точну та надійну діагностику технічного стану двигуна ТВ3-117В, дозволяючи ефективно враховувати змінні умови експлуатації та зменшуючи вплив непов'язаних факторів.

Трендовий аналіз виконується для визначення довгострокових тенденцій у змінюваних умовах експлуатації. Він доповнює факторний аналіз, забезпечуючи комплексний підхід до аналізу даних двигуна.

Використання нейромережевих технологій та нечіткої логіки є надмірним для аналізу

післяпольотних даних через високі вимоги до обчислювальних ресурсів та відсутності необхідності негайної обробки даних.

Програмне забезпечення «base», розроблене АТ «Елемент», дозволяє виконувати візуальний аналіз та перегляд баз даних випробувань двигунів у графічній та табличній формах. Недоліком є відсутність автоматичного аналізу, що збільшує вірогідність помилкових висновків внаслідок людського фактору. Доцільно інтегрувати діагностичну модель для автоматичного аналізу баз даних.

Поєднання трендового аналізу з методами факторного аналізу є ефективним для комплексного аналізу даних двигуна ТВ3-117В. Трендовий аналіз допомагає виявляти довгострокові тенденції, тоді як факторний розкриває взаємозв'язки між різними параметрами та виділяє ключові фактори, що впливають на ці тенденції. Такий підхід доцільно реалізувати при розробці діагностичної моделі баз даних. Автоматизація аналізу даних та інтеграція діагностичних моделей можуть суттєво підвищити точність і надійність інтерпретації баз даних.

УДК 629.7.05.018

А.А. Царев

ВДОСКОНАЛЕННЯ ЗАХИСТУ АВІАЦІЙНИХ СТАРТЕР-ГЕНЕРАТОРІВ ПОСТІЙНОГО СТРУМУ ВІД ЕЛЕКТРИЧНИХ УШКОДЖЕНЬ

Проблема забезпечення надійності авіаційних систем є однією з ключових у сучасній авіації. Стартер-генератори постійного струму (СТГ) є критично важливими компонентами, які забезпечують запуск авіаційних двигунів та живлення бортових систем. Враховуючи значні електричні та механічні навантаження, яким піддаються СТГ, питання їх надійного електричного захисту стає надзвичайно актуальним. Метою дослідження є аналіз існуючих методів захисту СТГ, виявлення їх вразливостей та розробка рекомендацій для вдосконалення систем захисту, що дозволить підвищити надійність та безпеку авіаційних систем. Для досягнення поставленої мети було проведено аналіз реалізованих підходів та методів захисту СТГ від перевантажень за струмом, напругою, коротких замикань та зворотних струмів. Також було здійснено моделювання роботи диференційного захисту СТГ від короткого замикання за допомогою SPICE моделювання.

Аналіз показав, що існуючі системи захисту СТГ мають кілька вразливостей, зокрема:

- Низький рівень контролю температури СТГ.
- Недостатня точність вимірювання струму через температурні коливання опору компенсаційної обмотки СТГ.
- Уразливість до коротких замикань на корпус при плавній зміні навантаження генератора.
- Для підвищення надійності та ефективності роботи СТГ було запропоновано наступні рекомендації:
 - Використання вбудованих датчиків температури для постійного моніторингу температури СТГ.
 - Впровадження алгоритмів компенсації значень струму залежно від температури.
 - Застосування комбінованих трансформаторів струму, здатних вимірювати постійний струм.
 - Впровадження каналу інформаційного обміну для зв'язку з системою управління двигуном.

Проведений аналіз виявив вразливості існуючих методів захисту СТГ, що впливають на точність контролю струму та стійкість до температурних впливів. Розроблені рекомендації дозволяють підвищити надійність та контролепридатність систем запуску та генерування літальних апаратів.

ПОРІВНЯЛЬНИЙ АНАЛІЗ МЕТОДІВ ПРОГРАМУВАННЯ ДЛЯ СИСТЕМ АВТОМАТИЧНИХ ВИПРОБУВАНЬ РЕГУЛЯТОРІВ ГТД

Системи автоматичних випробувань регуляторів газотурбінних двигунів (ГТД) відіграють важливу роль у забезпеченні надійності та ефективності цих складних технічних пристроїв. В умовах сучасного виробництва ГТД, забезпечення їх надійності та ефективності є ключовою задачею, а автоматичні випробування виступають невід'ємним елементом цього процесу.

Розглянуто різні методи програмування, що використовуються для розробки систем автоматичних випробувань регуляторів газотурбінних двигунів. Проведено детальний аналіз текстового, візуального та скриптового методів програмування, зокрема, з'ясовано їхні переваги та недоліки в контексті автоматичних випробувань.

Текстове програмування відзначається своєю високою гнучкістю та потужністю. Цей метод дозволяє створювати оптимізовані алгоритми для виконання складних завдань, що є важливим у контексті випробувань ГТД. Однак, його недоліками є значна складність розробки та необхідність високого рівня кваліфікації програмістів, що може ускладнити процес впровадження та підтримки системи.

Візуальне програмування, навпаки, вирізняється інтуїтивністю та зручністю використання. Воно значно зменшує ймовірність помилок завдяки наочному представленню процесів та зв'язків між елементами програми. Це сприяє швидшій розробці та прототипуванню. Однак, візуальне програмування може мати обмежену функціональність та продуктивність, особливо при вирішенні складних завдань.

Скриптове програмування забезпечує високу гнучкість та швидкість налаштування, що робить його зручним для автоматизації рутинних задач та швидкого виконання ітерацій. Водночас, цей метод поступається за продуктивністю компільованим мовам програмування, що може стати перешкодою при вирішенні більш вимогливих задач.

Порівняльний аналіз методів програмування враховує різні чинники, такі як складність і масштаб проекту, рівень підготовки команди, вимоги до продуктивності, інтеграція з іншими системами та можливість масштабування. Результати дослідження показали, що кожен метод має свої оптимальні сфери застосування.

У висновках наведено рекомендації щодо вибору візуального програмування для систем автоматичних перевірок блоків регуляторів ГТД розробки АТ «Елемент». Це обґрунтовується його зручністю у використанні, простотою інтерпретації та гнучкістю редагування алгоритмів, що є ключовими перевагами у контексті поставлених

УРАХУВАННЯ ОБМЕЖЕНОЇ ШВИДКОСТІ КЕРУЮЧОГО ВПЛИВУ ПРИ АНАЛІЗІ ТОЧНОСТІ ІДЕНТИФІКАЦІЇ ДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ГАЗОГЕНЕРАТОРА

У поточний час сформована й успішно розвивається багатьма науковими школами концепція бортової самоналаштовувальної моделі, яка забезпечує визначення в реальному часі невимірюваних параметрів двигуна.

З усіх робіт по ідентифікації характеристик двигунів роботи, пов'язані з динамічними характеристиками, складають незначну кількість. У них головним чином розглянуто визначення коефіцієнтів однорежимної динамічної моделі методом найменших квадратів. Проте проблему аналізу точності оцінювання параметрів динамічних моделей по реальним даним досліджено явно недостатньо, внаслідок чого відсутні рекомендації щодо формування керуючих впливів на

двигун, періодичності та тривалості реєстрації параметрів, а також визначення достатності зібраної інформації для отримання динамічної моделі із заданою точністю.

У попередніх роботах авторів запропоновано узагальнений підхід до аналізу похибок оцінювання параметрів динамічної моделі одновального ТРД, який базується на локально-лінійній апроксимації зазначеної моделі, аналізі впливу всіх похибок вимірювання та параметричних похибок моделі), форми та параметрів керуючої дії, а також інтервалу вимірювання. Цей підхід було раніше застосовано до аналізу похибок при стрибкоподібній зміні подачі палива, реалізація якої в реальних умовах є практично неможливою.

Тому в цій роботі зазначений підхід розповсюджено на реальний випадок, коли керуюча дія на двигун змінюється лінійно. Розвинено метод прогнозування похибок при оцінці параметрів динамічних моделей ГТД. Для одновального газогенератора отримано універсальне рівняння, яке визначає похибку оцінки коефіцієнтів лінійної динамічної моделі як функцію всіх основних впливових факторів: похибок вимірювання та частоти реєстрації, інтенсивності тестового впливу та номінальних значень коефіцієнтів моделі.

Отримано такі основні результати:

- Використання питомих параметрів і відповідне перетворення рівнянь, які відбивають зв'язок між похибками оцінювання та впливовими факторами, робить ці рівняння універсальними, придатними для аналізу будь-яких параметрів двигуна та будь-яких впливових дій.

- Інструментальні похибки оцінок сталих часу двигуна мають нижню межу; це пояснюється скінченною тривалістю перехідних процесів, наприкінці яких вихідні параметри стабілізуються та стають нечутливими до динамічних параметрів двигуна (зокрема сталих часу). Ці похибки відповідають тривалому періоду реєстрації, коли нові дані не дають корисної інформації про сталу часу внаслідок того, що перехідний процес вже завершився.

- У результаті аналізу перехідної характеристики двигуна при зміні витрати палива з постійною швидкістю та наступною стабілізацією визначено мінімальну можливу похибку оцінювання, яка залежить від зазначеної швидкості та амплітуди вхідного впливу.

- На прикладі газогенератора реального вертолітного турбовального двигуна отримано конкретні значення складових похибки оцінювання сталої часу. Показано, що головний внесок роблять похибки вимірювання частоти обертання ротора та витрати палива, інші складові можна не ураховувати. Сумарна похибка внаслідок суперечливого впливу різних факторів слабо залежить від режиму роботи двигуна. Для розглянутого прикладу вона складає біля 0,05 с, що є суттєвим для багатьох задач, для рішення яких використовуються динамічні моделі двигунів. Це показує актуальність аналізу похибок оцінювання параметрів динамічних моделей, методика якого набула подальшого розвитку в цій роботі.

УДК 621.128.36

С.Ю. Свєженцев

УДОСКОНАЛЕННЯ МОНІТОРИНГУ РЕСУРСУ ОСНОВНИХ ДЕТАЛЕЙ РОТОРІВ ГАЗОТУРБІННИХ ДВИГУНІВ ІЗ УРАХУВАННЯМ ТЕПЛООБМІНУ В МАСТИЛЬНИХ ПОРОЖНИНАХ

Нині в сучасному двигунобудуванні для забезпечення безпеки польотів та необхідного рівня надійності при експлуатації ГТД за технічним станом використовують автоматизовані системи діагностування. Важливим компонентом систем діагностування є підсистема моніторингу (поточного підрахунку) відпрацювання назначених ресурсів (МВР) контрольованих деталей. Сучасні засоби МВР авіаційних ГТД являють собою цифрові системи розрахункового визначення відпрацьованого ресурсу основних деталей, виходячи з рівня їх еквівалентного пошкодження за результатами реєстрації параметрів двигуна та зовнішніх умов.

Розвиток систем МВР спрямований на врахування індивідуальних для кожного двигуна значень параметрів робочого процесу та польотних умов, характеру їх зміни при різких переходах двигуна з одного режиму роботи на інший, які впливають на відпрацювання ресурсу

контрольованих деталей ГТД. У відомих МВР використовуються спрощені моніторингові моделі теплового та напруженого стану (ТС та НС) деталей. Похибки цих моніторингових моделей можуть сягати 15–30%. Така похибка виникає через неврахування ряду факторів, за винятком тих, що були описані вище: температурних градієнтів і зумовлених ними температурних напружень у контрольованих деталях (КД) на перехідних режимах; впливу температурного поля в КД на теплофізичні та пружні властивості їх матеріалів; механічних і температурних умов роботи КД у вузлових сполученнях; нелінійностей моделей, та ін. Одним з факторів, що впливають на точність моніторингових моделей ТС та НС деталей, є неврахування зміни граничних умов теплообміну в мастильних порожнинах. Різка зміна параметрів роботи двигуна, або, навіть, звичайний перехід з одного режиму роботи на інший впливають на зміну параметрів теплообміну в мастильних порожнинах, зміна яких, у свою чергу, може впливати на параметри основних КД. Зміна параметрів теплообміну в мастильних порожнинах впливає на параметри деталей ГТД, наприклад, температуру, яка передається за допомогою конвекції, або за допомогою теплопередачі від мастильних порожнин та їх поверхонь на поверхні деталей основних КД ГТД. Відомо, що зміна поля температур на поверхнях контрольованих деталей впливає на зміну температурних напружень цих деталей, які використовуються при розрахунку пошкоджень та, в подальшому, відпрацьованого ресурсу. Під час розрахунку параметрів теплообміну в мастильних порожнинах враховують багато факторів та низку прийнятих припущень. Врахування всіх припущень та факторів впливу при визначенні параметрів теплообміну в мастильних порожнинах має підвищити точність спрощених моніторингових моделей ТС та НС, що, в свою чергу, підвищить точність розрахунку відпрацьованого ресурсу.

Ця робота присвячена аналізу розрахунку параметрів теплообміну в мастильних порожнинах та можливостям (пропозиціям) щодо удосконалення моніторингу ресурсу основних деталей роторів ГТД на основі представленого аналізу. UDC 001.891.3:517.55

УДК 621.128.36

О. Prokhorova, N. Kalchuk (О. Прохорова, Н. Кальчук)

ABOUT SOME HISTORICAL ASPECTS OF THE DEVELOPMENT OF METHODS FOR SOLVING OPTIMIZATION PROBLEMS (ПРО ДЕЯКІ ІСТОРИЧНІ АСПЕКТИ РОЗВИТКУ МЕТОДІВ РОЗВ'ЯЗАННЯ ЗАДАЧ ОПТИМІЗАЦІЇ)

The relevance of the topic is determined by the fact that the methods for solving problems for the extremum of several variables functions, obtained in the late 19th - early 20th centuries by O. Cauchy, J.-L. Lagrange, K. Weierstrass, are used in modern optimization problems, also, for example, in problems that are reduced to problems of mathematical programming. The same refers to the design optimization and aircraft construction task, and the safety challenge of various systems. The particular interest of mathematicians in extremum functions of several variables problems was observed at the end of the 19th century with the appearance of the appropriate algebraic tool. For example, the quadratic forms theory, namely, J. Sylvester's criteria of positive definitiveness of quadratic forms (1852). The demand for theoretical development of this case apparently explains the fact that the great mathematicians of the 19th century did not pass by this question. National mathematicians play an important part in this process, for example of Kyiv University professor M. Ye. Vashchenko-Zakharchenko.

The purpose of this study is to explore the contribution of Kyiv mathematician Professor M. Ye. Vashchenko-Zakharchenko. Task: for the first time, to carry out a detailed analysis of the results obtained in the article by M. Ye. Vashchenko-Zakharchenko «Signs of the highest and lowest value of functions». The research method is a historical and scientific analysis of the original source, which allows the scientific results obtained in the late 19th and early 20th centuries to be estimated from the viewpoint of modern mathematical analysis. The following results were obtained. Thanks to the analysis of this article, it was found out that here M. Ye. Vashchenko-Zakharchenko first used the methods of linear algebra and applied D. Sylvester's criterion of positive (negative) definiteness of quadratic form to obtain sufficient conditions for the existence of an extremum of functions of many

variables. The problem is considered in general for functions of many variables and for special cases of functions of two and three variables. Conclusions. Comparing the results obtained from the Kyiv mathematician, Professor M. Ye. Vashchenko-Zakharchenko with the presentation of this topic in modern textbooks on higher mathematics and mathematical analysis, we can conclude that they are included in these textbooks in virtually the same form. This is what determines the relevance of this topic: methods for solving problems for the extremum of functions of many variables, obtained at the turn of the 19th and 20th centuries, are used in modern optimization problems. The breadth of the scientific erudition of M. Ye. Vashchenko-Zakharchenko allowed him to immediately perceive new methods obtained by foreign scientists and immediately find their application to obtain sufficient conditions for the existence of an extremum of functions of many variables. This shows the high scientific level of the state of mathematics at Kyiv University in the second half of the 19th century. Further research should focus on the contribution of other mathematicians of the Kyiv school to the development of the theory of extrema of functions of many variables.

УДК 621.452.3.018:681.513.7

О.В. Бондаренко

ІДЕНТИФІКАЦІЯ ДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ДВОВАЛОВОГО ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВОКОНТУРНОГО ДВИГУНА

Математичні моделі є важливим інструментом проектування двигунів та їх систем автоматичного керування. Важливою є точність використовуваної моделі, яку неможливо забезпечити без індивідуального налаштування під певний двигун. Перспективним є напрямок розвитку, пов'язаний із впровадженням адаптивних систем автоматичного керування. Ключовою особливістю цих систем є алгоритми узгодження, самоналаштування математичної моделі під реальні характеристики двигуна. В роботі розглянуто формування моделей із використанням методу найменших квадратів на основі вимірюваних параметрів робочого процесу двигуна. Актуальною проблемою є забезпечення достатності використаної інформації для досягнення заданого рівня точності. Цю перевірку необхідно виконувати апіорно (для прогнозування складу режимів роботи двигуна та об'єму реєстрованої інформації), а також апостеріорно.

У попередніх роботах авторів запропоновано узагальнений підхід до аналізу похибок оцінювання параметрів динамічної моделі одновального ТРД, проте переважна більшість двигунів, що знаходяться нині в експлуатації, є двовальними, тому в цій роботі розглянуто похибки оцінювання динамічних характеристик двовального ГТД при використанні вимірювань частот обертання роторів.

Складність оцінювання динамічних характеристик двовального двигуна полягає в більшій їх кількості порівняно з газогенератором. Формування моделі параметрів двовального двигуна можна виконати багатьма способами. У цій роботі використано таку модель двовального двигуна, параметри якої відображають власні динамічні властивості двигуна і динаміку по впливах та окремо характеризують коливальність.

Отримано такі основні результати:

Аналіз динамічних коефіцієнтів на наявність взаємної залежності для досліджуваного двигуна дозволяє скоротити кількість незалежних параметрів, а також отримати розв'язки рівнянь у питомих параметрах, а отже і залежності для похибок оцінювання в універсальному вигляді. Досліджено на прикладі реального двигуна та виявлено закономірності між динамічними характеристиками, що спрощують оцінювання параметрів.

Розраховано інструментальні похибки оцінок сталих часу двигуна при необмеженому часі спостереження.

Складові відносної дисперсії оцінки сталої часу при необмеженому часі спостереження для двовального двигуна залежить від сталої часу у правій частині рівняння та мають максимуми.

Суттєвий внесок у загальну дисперсію оцінок роблять похибки вимірювання частоти обертання та витрати палива.

Д.К. Дмитрієв

УДОСКОНАЛЕННЯ СИСТЕМИ УПРАВЛІННЯ ДОЗУЮЧИМ НАСОСОМ МОДЕЛЮВАННЯ В ГАЗОТУРБІННОМУ ДВИГУНІ

Ця наукова робота розглядає вдосконалення архітектури системи управління паливним насосом для газотурбінних двигунів, спрямоване на збільшення точності введення палива. Дослідження зосереджене на паливному насосі з електричним приводом та його інтеракції з газотурбінним двигуном, що є ключовим елементом в концепції створення більш електрифікованих літаків, що сприяє зниженню ваги та складності паливної системи, а також підвищенню її ефективності та надійності. Точне дозування палива є критичним для оптимальної роботи двигуна.

Одним із основних викликів є коливання дозування палива, які виникають через зміни у зовнішніх умовах, таких як тиск у камері згоряння. Використання сучасних програмних інструментів для моделювання та розробки систем управління дозволяє тестувати ефективність управлінських стратегій.

У центрі дослідження - розроблена система управління паливним насосом та її інтеграція з газотурбінним двигуном. Регулювання подачі палива відбувається через зміну швидкості обертання електродвигуна, який приводить в дію шестеренний насос. Важливість точного контролю витрати палива велика, оскільки вона залежить від швидкості обертання та змінних умов навколишнього середовища, що може негативно позначитися на роботі двигуна. У статті пропонується використання даних з датчиків двигуна та аналітичної моделі насоса, інтегрованої у систему управління, для коригування швидкості електродвигуна і поліпшення точності дозування палива.

Для реалізації згаданої концепції спочатку потрібно розробити модель фізичних процесів, що відбуваються в газотурбінному двигуні та дозуючому насосі, і інтегрувати її з системою управління. Практична реалізація даного підходу дозволить зменшити вплив змінних зовнішніх умов на витрату палива, підвищити точність дозування та покращити роботу газотурбінного двигуна при незначних змінах загальної конструкції.

УДК 621.452.3

Д.О. Куц, В.С. Єфанов

ПЕРСПЕКТИВИ ЗАСТОСУВАННЯ АДИТИВНОЇ ТЕХНОЛОГІЇ У ВИРОБНИЦТВІ ДЕТАЛЕЙ АВІАЦІЙНИХГТД

Однією з основних проблем сучасної авіаційної промисловості є трудомісткість виробництва, необхідність модернізації існуючих процесів та розробка нових технологічних рішень. У цьому контексті адитивні технології відіграють ключову роль, оскільки вони впливають на розвиток технологічних процесів виготовлення складних технічних систем у авіабудуванні. Ці технології базуються на створенні деталей за допомогою комп'ютерної моделі та пошарового додавання матеріалу на спеціалізованому обладнанні, використовуючи різноманітні методи, такі як селективне лазерне спікання (SLS).

Зокрема, застосування методу SLS для виготовлення завихрювача камери згоряння демонструє, як можна ефективно скоротити час відпрацювання конструкції та оптимізувати її геометричні параметри, досягаючи необхідних витратних характеристик виробу без додаткової підготовки виробництва. Приклад виготовлення монолітного завихрювача, який традиційно складається з трьох деталей, виготовлених литтям за виплавлюваними моделями, ілюструє переваги адитивних технологій. Завдяки зміні конструкції, що об'єднала окремі частини в єдине ціле, виключились не лише зварні та паяні шви, але й значно зменшилась номенклатура деталей з 3 до 1, а вартість завихрювача знизилась на 65%, що в підсумку скоротило виробничі витрати більше ніж удвічі.

Після створення конструкторської документації, що включає деталізовані 3D моделі з урахуванням специфіки матеріалу "підтримки" та умов спікання, відбувається підбір матеріалу, який задовольняє вимогам міцності та температурних характеристик. У випадку з завихрювачем камери згоряння було обрано жароміцний нікелевий сплав Inconel 718, який має граничну міцність на розтяг 1240 МПа при температурі 20°C та 1035 МПа при 650°C. Після завершення друку виробу проходять процес гарячого ізостатичного пресування для збільшення щільності матеріалу до 99,9%, а потім піддаються термообробці з охолодженням на повітрі. Ці процеси сприяють зменшенню пористості з 0,2% до 0,02%, підвищенню гомогенності та механічних властивостей.

Результати перевірки витрат повітря по контурах завихрювача після використання технології SLS показали стабільність геометрії каналів з відхиленням не більше 0,1 мм, і як результат - стабільність витрат повітря з відхиленням не більше 2% від розрахункових значень, зниження необхідності подальших постобробних етапів на 40% та забезпечення контролю над складом і мікроструктурою. Ці переваги знижують загальну трудомісткість виробництва завихрювача на 55% і збільшують надійність авіаційних вузлів на 20%. Таким чином, застосування адитивних технологій у авіабудуванні має не лише позитивний вплив на технологічні аспекти виробництва деталей, але й сприяє стрімкому зростанню ефективності цієї галузі з кожним роком.

УДК 004.925.84:629.7

О.В. Подобний, М.М. Алєйніков

ВИБІР ТЕХНОЛОГІЇ 3D-ПРИНТИНГУ ДЛЯ ЗАСТОСУВАННЯ НА ДП «ІВЧЕНКО-ПРОГРЕС»

На теперішній час технологія 3D-принтингу одержала широке поширення у світі. Це пов'язане з теоретично широкими можливостями даної технології по виготовленню деталей складної форми з високою точністю з різних сталей і сплавів, пластику і кераміки, а також із

значно меншим часом виготовлення деталей за допомогою 3D-принтингу, ніж виготовлення деталей по звичайних технологіях.

Широкі технологічні й конструкторські можливості даної технології дають можливість постійно виконувати нові розробки й дослідження деталей, які виготовлені за допомогою 3D-принтингу, шукати нові види обладнання й матеріалів, які б дозволили нам одержувати деталі складної форми з різних матеріалів.

У статті розглядаються загальні питання застосування технології 3D-принтингу на промислових підприємствах. Описаний досвід використання даної технології для виробництва різних деталей авіадвигунів, що виготовляються з металевих, керамічних і пластикових матеріалів.

У статті наведений огляд досвіду виготовлення заготовок та деталей за допомогою технології 3D-принтингу:

- деталей з керамічних матеріалів (стрижнів, супортів, конформаторів);
- зразків з металевих матеріалів (оксидних дисперсно-зміцнених титано-алюмінієвих і жароміцних сплавів типу Inconel 718, титанового сплаву Ti6Al4V (аналог ВТ6), алюмінієвих сплавів AlSi і AlMg (подібних по складу до АЛ2 і АМг5 відповідно), алюмінієвого сплаву AlMg5 (аналог АМг5), жароміцного нікелевого сплаву ЭП648 (ВХ4Л), жароміцного сплаву ЖС32-ВІ);
- деталей з пластикових матеріалів (крильчатка, фланець, трійник) з використанням виготовлення за випалювальними моделями.

Надані результати дослідження зразків та виробничих деталей на відповідність технічним вимогам креслень. Дослідження містять аналіз фізичних та хімічних властивостей зразків та деталей, їх механічні властивості, зміну показників після термічної обробки та аналіз мікро та макроструктури матеріалів на різних етапах виготовлення деталей.

Окремими пунктами докладно описані результати виготовлення робочих деталей після використання надрукованих на 3D-принтері випалювальних моделей: міцність форми для лиття, якість випалювання моделі, залишки золи та інших шкідливих домішок, шорсткість поверхні відливок.

УДК 658.52.652.54:002

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

ДОСЛІДЖЕННЯ ВПЛИВУ КОМПЛЕКСУ ВИРОБНИЧИХ ФАКТОРІВ СЛП-ПРОЦЕСУ НА ЯКІСТЬ В ПРИКОРДОННИХ ОБ'ЄМАХ ВИРОБІВ ЗІ СТАЛІ 316L

Останнім часом виробництво металевих виробів стало більш адаптивним і швидким завдяки використанню 3-D технологій, що базуються на пошаровому виготовленні. Якість виробів, виготовлених за допомогою селективного лазерного плавлення (СЛП-технології) залежить від багатьох факторів, які можна розділити на основні групи: обладнання, матеріал, процес, деталь, фінішна обробка. Для забезпечення високої якості виробів необхідне використання системного підходу. **Предмет досліджень.** Закономірності впливу зміни комбінацій комплексів основних параметрів процесу виготовлення (стратегія сканування, відстань між треками, питома потужність процесу, швидкість сканування, потужність) різних елементів (основне тіло, кордон, пост-кордон) виробів, виготовлених за технологією СЛП на їх якість (суцільність та шорсткість поверхні). **Мета.** Розробка рекомендацій щодо режимів друку кордонів та пост-кордонів для нержавіючої сталі 316L з товщиною шару 30 мкм при різних відстанях між треками та зі зміною швидкостей сканування лазерного променя. **Методи.** Для проведення досліджень були виготовлені зразки 10×10×5мм за технологією СЛП з порошку сталі аустенітного класу AISI 316L. Основне тіло дослідних зразків було виготовлено при постійних параметрах: товщина шару 30 мкм, потужність 100 Вт, швидкість сканування 1700 мм/с, відстань між треками 0,05 мм, розрахована питома щільність енергії складає 39,21 Дж/мм³, суцільність ~ 99,9 %. Дослідні зразки групи А, В та С відрізнялись стратегією сканування (Out2In

або In2Out) та відстанню між треками кордонів. Дослідні зразки групи D, E, F були виготовлені з постійними параметрами потужності 100Вт та відстанню між треками кордонів 0,05 мм та зі змінними параметрами швидкості сканування для групи D – 2,6...1,75 м/с; для групи E – 2,6...1,55 м/с; для групи F – 3,0...1,55 м/с. Друк зразків проводився на 3D принтері Alfa-150 виробництва компанії ТОВ «АЛТ Україна». Травлення структури проводилось у розчині Каллінга (100 мл хлорна кислота, 100 мл спирт, 20 г хлориду міді), аналіз мікроструктури проводився зі застосуванням оптичного мікроскопу AxioVert 200M Mat. Контроль шорсткості проводився за допомогою BioBase 220R з постійною зоною контролю 1,25 мм. **Результати.** Встановлено, що кордони зразків групи A та C надрукованих в діапазоні питомої щільності енергії $\approx 27\text{--}33$ Дж/мм³ мають тонку межу, що не виступає та не має видимих відхилень. Контроль шорсткості показав, що дослідні зразки A3, A4, C4, D5, E1, E2, F6 мають шорсткість в діапазоні 9,7...11,2 мкм. При порівнянні отриманих даних з параметрами виготовлення та аналізу мікроструктури встановлено, що для досягнення високої суцільності з мінімальною шорсткістю в готових виробах на поверхні необхідно застосовувати параметри таким чином, щоб параметри виготовлення пост- контуру енергетично коливались в діапазоні ± 4 Дж/мм³ від питомої щільності енергії основного тіла.

УДК 621.793.71

О.В. Шорінов

ВІДНОВЛЕННЯ КРИТИЧНО ПОШКОДЖЕНИХ ДЕТАЛЕЙ АВІАЦІЙНИХ ДВИГУНІВ ХОЛОДНИМ ГАЗОДИНАМІЧНИМ НАПИЛЮВАННЯМ

Представлено деякі результати досліджень з розроблення нових технічних рішень для ремонту і відновлення корпусних деталей газотурбінних двигунів (ГТД), редукторів, агрегатів, виготовлених з алюмінієвих, магнієвих і титанових сплавів, холодним газодинамічним напилюванням (ХГН). Основними причинами втрати працездатності таких деталей є експлуатаційні дефекти. Відновлення і ремонт поверхневих дефектів з легких сплавів є досить складним завданням через їх чутливість до високих температур. ХГН завдяки низьким робочим температурам може бути успішно застосована для нанесення покриттів на вищезгадані метали.

При холодному газодинамічному напилюванні частинки порошку прискорюються до надзвукових швидкостей газовим потоком і в твердому стані вдаряються з поверхнею. Особливістю та основною відмінністю від інших методів газотермічного напилювання є температура частинок при зіткненні з підкладкою, яка є значно нижчою за температуру плавлення матеріалу з якого вони отримані. Завдяки високій кінетичній енергії, частинки сильно деформуються і закріплюються на поверхні – утворюються щільне покриття з хорошим зчепленням з основою.

Метою дослідження було розроблення ресурсозберігаючого комплексного технологічного процесу відновлення пошкоджених корпусних деталей вертолітної техніки з легких сплавів, що охоплює етапи підготовки поверхні до напилювання, нанесення покриття методом ХГН та їх пост-обробки різанням. Для досягнення поставленої мети було вирішено низку завдань, зокрема теоретичні дослідження та моделювання газодинамічних процесів в соплі та високошвидкісного зіткнення частинки з підкладкою; дослідження залежностей температурно-швидкісних параметрів частинок порошку від режимів напилювання; оптимізація параметрів напилювання; експериментальні дослідження фізико-механічних характеристик покриттів (адгезійної міцності, мікротвердості, пористості тощо), мікроструктури, коефіцієнту використання порошку; дослідження впливу методу підготовки та стану поверхні на адгезійну міцність покриттів; впливу вибору методу та режимів оброблення на забезпечення заданих показників якості та точності поверхонь. Отримані результати було використано при розробленні технологічних рішень з напилювання певних порошкових матеріалів та ведення технологічних процесів відновлення пошкоджених деталей. Розроблені рекомендації було відпрацьовано на реальних деталях авіаційних двигунів з алюмінієвих та магнієвих сплавів.

За результатами проведених досліджень була розроблена новітня ресурсозберігаюча

технологія виготовлення і відновлення (ремонту) виробів військової та цивільної техніки, в тому числі тієї, що вважається непридатною для ремонту (входить до переліку критичних технологій у сфері виробництва озброєння та військової техніки, та дозволить зменшити витрати на її технічне обслуговування, поточний і капітальний ремонт.

УДК 621.452.3.03-761:669.71:620.193

А.Д. Попов, В.Ф. Сорокін

ВИЗНАЧЕННЯ СТУПЕНЯ ЕФЕКТИВНОСТІ УЛЬТРАЗВУКОВОГО ОЧИЩЕННЯ ПРИ КОНТАКТНОМУ МЕТОДІ З ПІДВИЩЕНИМ ГІДРОСТАТИЧНИМ ТИСКОМ

Сучасній промисловості необхідні технології, що стосуються миття та очищення складних корпусних деталей та вузлів. Предметом дослідження у цій роботі є метод ультразвукового очищення складних деталей корпусного типу агрегатів авіаційних двигунів і агрегатів літальних апаратів. Метою роботи є підбір оптимальної контактної схеми для очищення деталей з розрахунком основних її показників, визначення методики розрахунку руйнування шарів забруднень у каналах та порожнинах деталей та розбір впливу підвищення гідростатичного тиску на якість очищення. Розглянуті найбільш поширені та найбільш ефективні види ультразвукового очищення з урахуванням виду та складності деталі, що підлягає очищенню. Запропонована схема очищення котра включає як контактний метод очищення та і метод очищення підвищенням гідростатичного тиску. Розроблена схема закріплення деталей та виведені сила а також момент котрі необхідні для закріплення деталі, при котрому не буде можливості її пошкодження ультразвуковими коливаннями. Розглянуті основні види забруднень, вибрані та описані спрощені моделі для розрахунку руйнування шарів забруднень. Визначені аналітичні вирази для сил та напруг, що з'являються у шарах забруднень під час ультразвукового очищення. Визначений основний змінний показник, що впливає на якість очищення та визначений його аналітичний вираз, як для повздовжніх так і для згинальних коливань. Проведений аналіз показників, що впливають на ефекти виникаючі в наслідок ультразвукового очищення при підвищенні гідростатичного тиску середі де проводиться очищення. Розглядається коефіцієнт трансформації потужності. Визначені діапазони при яких зростає якість очищення, ерозійна активність та збільшується вплив інших вторинних факторів виникаючих при ультразвуковому очищенні деталей. Визначений вплив частоти ультрахвильових коливань на коефіцієнт перетворення енергії. Наведено графіки залежності коефіцієнта перетворення енергії від співвідношення гідростатичного тиску і звукового тиску. Виконані висновки щодо необхідності застосування даної схеми або схожих до неї для технологічних процесів складних корпусних деталей агрегатів авіаційних двигунів та агрегатів ракетної техніки.

УДК 621

Е.А. Строчак, О.В. Овчинников, О.В. Завгородній, Р.Ю. Білий, Р.Б. Осипчук

ВИГОТОВЛЕННЯ СФЕРИЧНИХ ПОРОШКІВ ІЗ АВІАЦІЙНОГО СПЛАВУ ТІ6АL-4V З ВИКОРИСТАННЯМ ЛЕГОВАНОГО ТИТАНУ ГУБЧАТОГО

Для газотурбінних двигунів (ГТД) в останні часи все більше розповсюдження отримав напрям швидкого ремонту та заміни деталей шляхом їх 3D-друку на лазерних або електронно-променевих принтерах, формуючи деталь шар за шаром із дисперсних порошків. Переваги адитивних технологій в цьому сенсі очевидні: швидкість, точність, економічність. Сферична форма є однією з основних вимог до металевих порошків, що застосовуються для адитивних технологій виробництва, також важливим є розміри порошків – фракція не повинна перевищувати 100 мкм [1]. Насьогодні існує плеяда світових виробників сферичних металевих порошків, котрі застосовують різні технології розпилення та працюють лише з певними сплавами та прутковими заготовками під розпилення, що впливає на ціноутворення порошків, до цього

додаються витрати на їх доставлення з інших країн до споживача. Для зниження вартості сферичних порошків із титанових сплавів та заповнення вітчизняного ринку власними виробниками в даній роботі пропонується використовувати на заміну кованиго прутка під розпилення литу циліндричну виливку, що отримана за ресурсозберігаючою технологією легування титану губчатого [2]. Запропонована технологія формує замкнений цикл виробництва від титану губчатого до готових порошків заданої дисперсності. Ноу-хау запропонованої технології перш за все стосується вихідної заготовки під розпилення порошків: вартісний кований пруток пропонується замінити на литу циліндричну виливку, що виплавлена із вже легованого ванадієм та алюмінієм титану губчатого.

Для отримання титану губчатого із заданою системою легування Ti-6Al-4V оптимальним способом введення ванадію визначили метод введення у вигляді суміші тетрахлориду ванадію разом і з тетрахлоридом титану. Алюміній якнайкраще вводити у якості додаткового до магнію відновника. Для отримання суміші тетрахлоридів титану та ванадію із заданим вмістом ванадію розроблено технологічну схему хлорування вугле-ванадієвих кеків та експериментальне устаткування для реалізації умов проведення реакцій отримання конденсату $TiCl_4-VCl_4$ [2]. Отриманий таким чином легований титан губчатий використовували в якості сировини для виплавлення циліндричного зливку під плазмове розпилення сферичних порошків, а також губку подрібнювали в дисперсний порошок, застосовуючи HDH-технологію [3]. Надалі цей порошок підлягав плазмовій сфероїдизації (рис.1-2а). Ця операція призводить до часткового плавлення гострих країв зерен. Плазмова обробка забезпечувала сфероїдизацію матеріалів і також знижувала вміст газових домішок. Такі порошки титанових сплавів придатні для використання у більшості 3D-принтерів.

Розпилення литої циліндричної заготовки зі сплаву Ti-6Al-4V здійснювали на обладнанні ТОВ «Мультифлекс» - на установці ротаційного плазмового розпилення УЦР-4 зі швидкістю обертання 27 000 об/хв. В результаті отримані сферичні порошки фракцією 60...90 мкм (рис.2б).

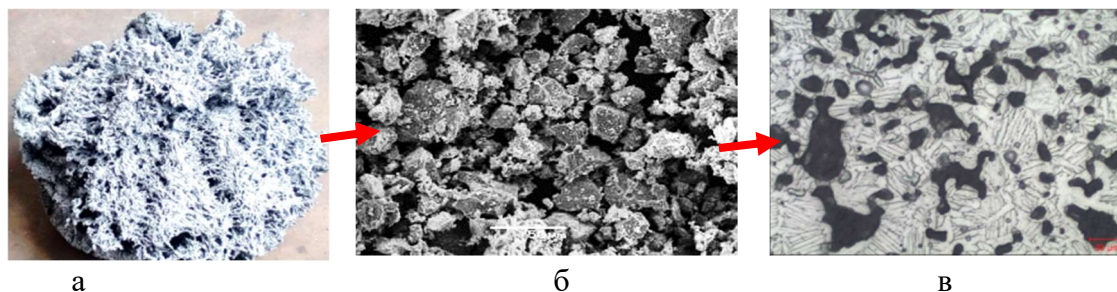


Рис.1 Вигляд легованого титану губчатого до та після подрібнення (а, б) та його мікроструктура (в, $\times 200$)

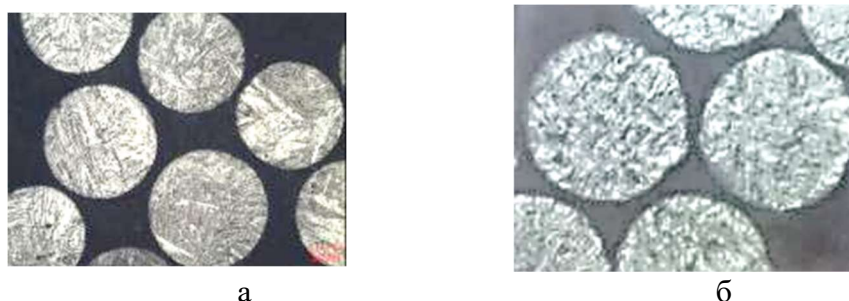


Рис. 2 Мікроструктура частинок порошків сплаву Ti-6Al-4V, виготовлених за технологіями: а – сфероїдизації в плазмі; б – плазмового ротаційного розпилення, $\times 500$

Також у колективу авторів існує досвід виготовлення виробів електронно-променевим пошаровим наплавленням із несферичного порошку, виконане на прикладі титанового сплаву BT20, фракція даного порошку складала 60...140 мкм., порошок отримано методом гідратування-дегідратування HDH спеченої заготовки. Роботи по 3D-вирощуванню деталі виконували

в Інституті електрозварювання ім. Е.О. Патона на установці електронно-променевого наплавлення типу СВ-212М, товщина кожного наплавленого шару становила близько 300 мкм, геометричні розміри виробу: $\varnothing 85$ мм, внутрішній $\varnothing 55$ мм, висота 35 мм (рис.4).

Мікроструктура шарів матеріалу дрібнодисперсна, рівномірна, складається із дрібних зерен, витягнутих в напрямку тепловідведення. Границі між наплавленими шарами безпористі, що свідчило про повне проплавлення шарів під час електронно-променевого 3D-друку. Ці дослідження показали можливість отримувати із несферичних титанових порошків вироби складної форми із внутрішніми порожнинами.

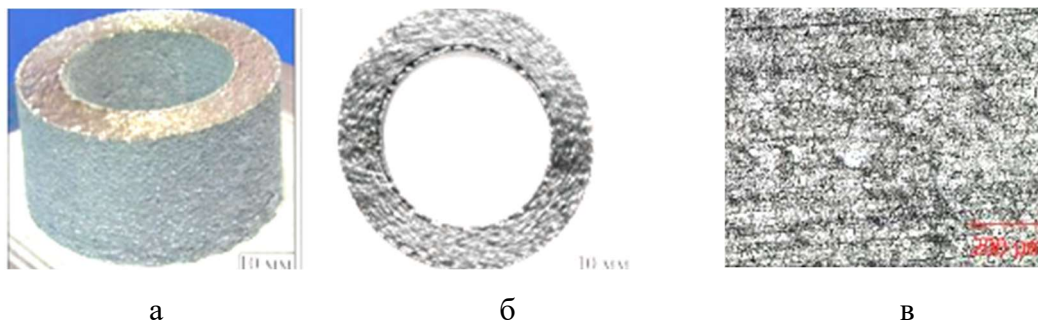


Рис. 2 Вигляд титанової деталі, вирощеної електронно-променевим 3D-прінтингом (а, б) та мікроструктура її наплавлених шарів (в, $\times 50$)

Висновки

1. Розроблено технології отримання сферичних дисперсних порошків на базі титану губчатого із системою легування Ti-6Al-4V при застосуванні різних технологій: плазмова сфероїдизація, плазмове розпилення. Отримані сферичні порошки відповідають вимогам для 3D-друку.

2. Отримано несферичні титанові порошки зі сплаву BT20, показана можливість їх використання для електронно-променевого 3D-друку виробу складної форми із внутрішніми порожнинами.

Використані джерела:

1. Нестеренков, В.М., Матвейчук, В.А., Русыник, М.О., Овчинников, А.В. Применение аддитивных электронно-лучевых технологий для изготовления деталей из порошков титанового сплава. - Автоматическая сварка, 2017- №3, С.5–10.

2. Янко, Т.Б., Розробка технології комплексного легування рідкісних тугоплавких металів титану та цирконію / Т.Б. Янко, О.В. Овчинніков // Вісник «ХПІ» Збірник наукових праць. Серія: Механіко-технологічні системи та комплекси. – Х.: НТУ „ХПІ” – 2015р. - №22 (1131) – 155 с.

3. Янко, Т.Б. Технология получения «low-cost» порошков легированного титана для аддитивных процессов / Т.Б. Янко, О.В. Овчинников, М.В. Хазнаферов // Титан: Науч.-техн. Журн. - М., - ISSN 2075-2903// 2015 № 2 – стр. 31-36. (РИНЦ)

УДК 620.

О.В. Завгородній, О.В. Овчинников М.М. Пясецький, А.М. Іванів, Д.В. Урскін

ВПЛИВ ПАРАМЕТРІВ РОТАЦІЙНОГО ПЛАЗМОВОГО РОЗПИЛЕННЯ НА РОЗМІР СФЕРИЧНИХ ПОРОШКІВ ІЗ ЖАРОМІЦНИХ СПЛАВІВ

На процес виготовлення сферичних порошків плазмовим ротаційним розпиленням пруткової заготовки, безпосередньо впливають два параметра – потужність плазмотрона, пов'язана із силою струму та напругою в ланцюгу плазмотрона, а також частота обертання заготовки. Для відповіді на питання щодо їх впливу на розміри порошку титанових сплавів проведений аналіз сумісного впливу параметрів розпилення на діаметр виготовленого порошку та його фракційний склад. За результатами проведеного аналізу встановлені оптимальні режими плазмового ротаційного розпилення для титанового сплаву Ti-6Al-4V (сплави типу

BT6, Grade5) та нікелевого сплаву INCONEL718.

За основу для даного розрахунку обрано модель розподілення теплових струменів системи «плазмотрон-заготовка». Така модель дозволила визначити залежості товщини плівки розплаву на поверхні заготовки від потужності плазмотрона за умови певної частоти обертання заготовки та швидкості її подачі до камери розпилення.

Схема розподілу теплових потоків представлена на рис. 1.

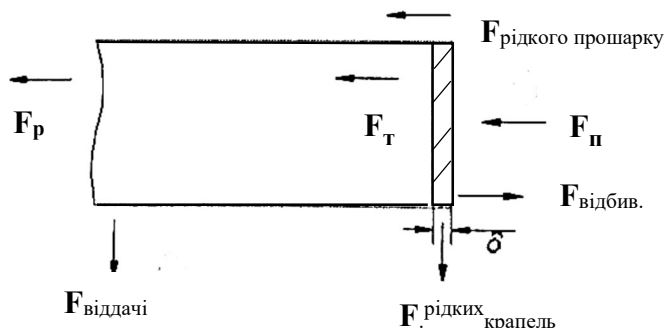


Рис. 1. Принципова схема моделі «плазмотрон-заготовка»:

$F_{\text{П}}$ – потік тепла, що падає на поверхню торця заготовки; $F_{\text{відбив.}}$ – потік тепла, що відбивається від заготовки; $F_{\text{рідких крапель}}$ – потік тепла, що забирають рідкі краплі; $F_{\text{Т}}$ – потік тепла, спрямований від рідкої плівки до твердого тіла; $F_{\text{віддачі}}$ – потік тепла, що віддається заготовкою до газового середовища; $F_{\text{р}}$ – потік тепла, що розсіюється у вузлі кріплення протилежного кінця заготовки

Додатково при розрахунках використані формули для визначення швидкості подачі витратної заготовки (електроду) та діаметра «вінця». Із розрахунків, представлених в роботі [1] видно, що товщина плівки по за своїм розміром неспіврозмірна із діаметром розпиленних порошків. З цього можна зробити висновок, що для визначення залежності розміру порошків від вище зазначених параметрів необхідно скористатися іншим параметром, пов'язаним з товщиною плівки розплаву. Таким параметром є діаметр вінця. В процесі плазмового ротаційного розпилення заготовки із плівки, що утворюється на поверхні торця, утворюється тороподібний вінець на периферії торця. Він утримується на поверхні силами поверхневого натягу. Далі на поверхні вінця під дією збуджень окремі його ділянки збираються сферичні голівки. По мірі перетікання розплаву до сферичних голівок збільшується їх маса, і як наслідок, збільшується її відцентрова сила, що намагається відірвати її від вінця. На той час, коли відцентрове зусилля перевищує силу поверхневого натягу, крапля відривається від вінця, а перемичка між краплею та вінцем втягується назад до вінця, де слугує зародком утворення нової сферичної голівки – майбутньої краплі [2]. Тому в даній роботі при розрахунках використовували три параметри: потужність плазмотрону, частота обертання заготовки та час її розпилення і в результаті визначали діаметр вінця заготовок зі сплавів Grade5 та INCONEL718. В роботі проведений аналіз впливу кожного параметра на процес ротаційного плазмового розпилення окремо, а також їх сумісний вплив для нікелевих та титанових порошків, зроблено висновок про подальші перспективи виробництва сферичних металевих порошків методом ротаційного плазмового розпилення.

Використані джерела:

1. Старовойтенко, Е.И., Мусиенко, В.Т. Тепловые условия формирования и кристаллизации тонких пленок жаропрочных сплавов – *Металлургия гранул.* - №3 - 1986 - С.45-56.
2. Коротеев, А.С., Миронов, В.М., Свирчук, Ю.С. Плазмотроны. Конструкции, характеристики, расчёт. М.:, 1993. 295 с.
3. Мусиенко, В.Т. Закономерности образования гранул при центробежном распылении вращающейся заготовки. – *Металлургия гранул.* - №1 - 1983 - С.41-48.

ОБ'ЄМНА МОДИФІКАЦІЯ ЛИВАРНОГО МАГНІЄВОГО СПЛАВУ МЛ5 НАНОЧАСТИНКАМИ ТЕХНІЧНОГО ВУГЛЕЦЮ

Наведено результати багатосторонніх досліджень впливу об'ємного модифікування зростаючими добавками технічного вуглецю марки N220 (0; 0,001; 0,005; 0,010%) металургійним методом на структуру та фізико-механічні властивості ливарного магнієвого сплаву МЛ5.

Отримана залежність механічних властивостей при кімнатній температурі (межа міцності при розтягуванні, відносне подовження) від розрахункової концентрації технічного вуглецю показує, що модифікуючий ефект проявляється вже при введенні 0,001% масової частки технічного вуглецю; досягнуто збільшення відносного подовження на 36% за незначного зростання межі міцності σ_b . Структура сплаву, модифікованого 0,001% технічного вуглецю, характеризується вищою розмірною однорідністю зерна. В результаті модифікування в мікроструктурі переважає безперервний механізм виділення фази $Mg_{17}Al_{12}$ за межами зерен по відношенню до переривчастого механізму виділення.

Найбільше підвищення пластичності (52%) при незначному зростанні (8,5%) досягнуто при введенні 0,005% масової частки технічного вуглецю. Модифікування технічним вуглецем у кількості 0,005% також забезпечило зменшення схильності сплаву МЛ5 до горячеламкості. При подальшому підвищенні концентрації технічного вуглецю, що вводиться до 0,01% відбувається зниження модифікуючого ефекту, що проявляється у відсутності помітного подрібнення зерна, і як наслідок, в менш значному підвищенні механічних властивостей (відносне подовження і σ_b складає відповідно 25% і 4%).

Довготривала міцність сплаву МЛ5, модифікованого зростаючими добавками технічного вуглецю, знаходиться в тісній залежності від механічних властивостей при кімнатній температурі. Так, при введенні технічного вуглецю в кількості 0,001...0,005% відбувається плавне збільшення часу до руйнування. При збільшенні концентрації технічного вуглецю до 0,01% спостерігається зниження тривалої міцності рівня нижче вихідного варіанту МЛ5.

Виходячи з аналізу отриманих даних за механічними властивостями при кімнатній температурі, тривалої міцності та дослідження мікроструктури дослідного сплаву МЛ5, найбільший модифікуючий ефект спостерігається при розрахунковій концентрації технічного вуглецю в діапазоні 0,001...0,005% за масою. Збільшення розрахункової концентрації технічного вуглецю N220 у сплаві до 0,01% не призвело до збільшення кількості неметалевих включень у матеріалі зразків.

Введення у розплав складу модифікатора, що містить технічний вуглець, може розглядатися як простий, ефективний та маловитратний метод модифікування сплаву МЛ5.

УДК 620.17:620.18:669.245.781.296

ТЕХНОЛОГІЧНЕ ПОКРАЩЕННЯ СТРУКТУРИ ТА ВЛАСТИВОСТЕЙ ЖАРОМІЦНОГО НІКЕЛЕВОГО СПЛАВУ

В даній роботі наведено результати досліджень зразків отриманих методом литва за витоплюваними моделями з жароміцного нікелевого сплаву ЖСЗДК-ВІ, що був комплексно модифікований ітрієм (0,01% (мас.)) та частками карбонітриду титану з перемінним вмістом останнього. Зразки були відлиті у керамічну форму перший робочий шар котрої, виконано з використанням інокулюючої добавки – алюмінату кобальту. Отримані зразки досліджені в стані після гарячого ізостатичного пресування (ГІП) та подальшої термічної обробки. Встановлено, що за основними елементами, хімічний склад зразків дослідних варіантів модифікування задовольняв вимогам нормативної документації на матеріал. В структурі, наряду з

основним γ -твердим розчином та інтерметалідною γ' -фазою, виявляються карбіди на основі Ti та Mo переважно сферичної морфології, а також глобулярні карбіди YC, котрі слугують підлогою для утворення карбідів низькотемпературних модифікацій MC. Встановлено взаємозв'язок, коли з підвищенням об'ємної частки карбонітридів Ti(C,N), що вводяться у розплав, в структурі зразків збільшується їх об'ємна частка карбідів та карбонітридів, та зменшується середній розмір цих структурних складових. Найкращий модифікуючий ефект отримано при комплексному модифікуванні сплаву ЖСЗДК-VI за варіантом з 0,050% карбонітриду титану та ітрієм. В цьому випадку у виливках забезпечені рівень ударної в'язкості на рівні 70 Дж/см² та часу до високотемпературного руйнування котрий перевищував 500 годин, що, в цілому, значно перевищувало вимоги нормативної документації на матеріал та додаткові вимоги за пластичністю, що висуваються до великогабаритних лопаток турбіни вентилятора зі сплаву ЖСЗДК-VI. Для оцінки спроможності комплексно-модифікованого матеріалу до забезпечення інтегральної пластичності конструкції й здатності лопаток сприймати робочі навантаження без руйнування, виконували випробування натурних виливків лопаток турбіни вентилятору на кут загину. Аналіз результатів випробувань на кут загину модифікованих лопаток показав, що за місцем згину на лопаток тріщин не виявлено, середнє значення куту загину складає 120°.

Застосуванням гарячого ізостатичного пресування при 1210°C й тиску 160 МПа вдалося майже повністю позбутися мікропор і рихлот, котрі знаходяться у внутрішніх об'ємах матеріалу, та не виходять на поверхню виливків, що сприяло стабілізації структури й, відповідно, властивостей дослідного матеріалу.

Отримані дані дозволяють зробити висновок, що модифікування жароміцного розплаву дослідним комплексом модифікаторів дозволяє отримати задані структуру та характеристики матеріалу й забезпечити у реальних виливках високі показники пластичності, ударної в'язкості та кута загину.

УДК 656.7.084.17(08)

К.Б. Балушок, С.Л. Чигілейчик

СФЕРА ЗАСТОСУВАННЯ АДИТИВНИХ ТЕХНОЛОГІЙ МЕТОДОМ ПЛАЗМОВОГО НАПЛАВЛЕННЯ ПРИ ВИРОБНИЦТВІ АВІАЦІЙНИХ ДВИГУНІВ

Визначення сфери застосування адитивних технологій методом плазмового наплавлення при виготовленні авіаційних двигунів вирішується за рахунок забезпечення механічних та службових властивостей жароміцних нікелевих та титанових сплавів при вирощуванні заготовок, необхідних для експлуатації та визначення технологічних можливостей даного методу. Для визначення механічних властивостей були вирачені зразки розміром 140*70*14 мм з жароміцних нікелевих сплавів: ЭП 648ВИ, ВЖ 98ВИ та титанових сплавів ВТ6, ВТ20. Після вирощування всі зразки проходили термічну обробку, згідно технічних умов для кожного сплаву. На цих зразках були визначені механічні властивості для ЭП 648ВИ (поперечний напрям: $\sigma_b=83.5$ кгс/мм²; $\sigma_{0.2}= 63.5$ кгс/мм²; $\delta= 11.2$ %; $\psi= 21.8$ %; □ поздовжній напрям: $\sigma_b=87.5$ кгс/мм²; $\sigma_{0.2}= 57.3$ кгс/мм²; $\delta=21.8$ %; $\psi= 23.5$ %), для ВЖ98 (в поперечному напрямі: $\sigma_b=83.5$ кгс/мм²; $\sigma_{0.2}= 63.5$ кгс/мм²; $\delta= 11.2$ %; $\psi= 21.8$ % поздовжній напрям: $\sigma_b=87.5$ кгс/мм²; $\sigma_{0.2}= 57.3$ кгс/мм²; $\delta=21.8$ %; $\psi= 23.5$ %), для ВТ6 (поперечний напрям: $\sigma_b=92.2$ кгс/мм²; $\sigma_{0.2}= 84.8$ кгс/мм²; $\delta= 17.2$ %; $\psi= 54.3$ %; поздовжній напрям: $\sigma_b=98.9$ кгс/мм²; $\sigma_{0.2}= 91.0$ кгс/мм²; $\delta=9.8$ %; $\psi= 22.5$ %) та для ВТ20 (поперечний напрям: $\sigma_b= 115$ кгс/мм²; $\sigma_{0.2}= 108$ кгс/мм²; $\delta=15$ %; $\psi=29.3$ %; поздовжній напрям: $\sigma_b=114$ гс/мм²; $\sigma_{0.2}= 103$ кгс/мм²; $\delta= 14.0$ %; $\psi=37.6$ %). Отримані властивості жароміцних нікелевих та титанових сплавів не поступаються заготовкам, що отримані методами лиття та кування. Визначена сфера застосування адитивних технологій методом плазмового наплавлення при виготовленні авіаційних двигунів. Для жароміцних нікелевих сплавів це деталі, що входять до соплових апаратів, жарових труб та камер згоряння. Для титанових сплавів це деталі, що

входять в состав корпусів. З технологічних можливостей метод плазмового наплавлення найбільш раціонально застосовувати при вирощуванні циліндричних та конусних заготовок деталей діаметром від 150 до 1500 мм. Технологію адитивного плазмового вирощування впроваджено в серійне виробництво на АТ «Мотор Січ». На даний момент вирощується понад 20 різних типів деталей авіаційних двигунів.

УДК 621.621.45.032.3

К.Б. Балушок, С.Л. Чигілейчик

РЕМОНТ ДЕТАЛЕЙ АВІАЦІЙНИХ ДВИГУНІВ ІЗ ЖАРОМІЦНИХ НІКЕЛЕВИХ СПЛАВІВ ІЗ ЗАСТОСУВАННЯМ АДИТИВНИХ ПЛАЗМОВИХ ТЕХНОЛОГІЙ

З метою підвищення ремонтпридатності деталей авіаційних двигунів у статті було розглянуто застосування адитивних технологій при ремонті. У статті встановлено, що застосування адитивних технологій методом плазмового наплавлення при ремонті деталей авіаційних двигунів, таких як лопатки турбін, дисків ущільнювальних, деталей СА є дуже перспективним і значно підвищує відсоток відроджених після експлуатації деталей та вузлів, які мають значні за площею пошкодження. Лопатки турбін виготовляються із нікелевих жароміцних сплавів з полікристалічною структурою (ЖС6К-ВИ, ЖС6У-ВИ) або із сплавів із спрямованою кристалізацією (ЖС32-ВИ, ЖС26-ВИ). При напрацюванні більше 6 тис. годин, крім експлуатаційного зносу торців та бокових стінок бандажних полиць, на лопатках, що поступають у ремонт спостерігаються термоутомлювальні тріщини глибиною до 6 мм. Технологія аргонодугового наплавлення та існуючі для даного процесу наплавочні матеріали не забезпечують необхідних для експлуатації лопаток жароміцних властивостей відновленої поверхні. Рішення задачі було здобуто за рахунок застосування джерела стиснутої дуги із прецизійним регулюванням зварювального току і механізацією подачі присадочного матеріалу (порошку), що давало би можливість наплавлення із обмеженою глибиною проплавлення та, відповідно, перемішуванням наплавленого із основним металом. Розроблена технологія дозволила відновити пошкоджені ділянки лопаток після експлуатації (бандажних полиць, лабіринтних гребінців, Z-подібних профілів и торців пера) на жаро-міцних сплавах із використанням рівномірного основному металу присадочного матеріалу. Для даного процесу використовуються порошки нікелевих та кобальтових сплавів із фракцією +63...–160 мкм, отримані методом атомізації струменем інертного газу (аргону). Основні використовувані порошки – ЖС32-ВИ, ЖС6К-ВИ, В3К, Stellite 12, Stellite 6, ХТН61. Матеріал диска – ЕП742-ИД. Робоча середовище – повітря, масло або продукти згоряння. Максимальна температура нагріву лабіринтних гребінців до 680°C при максимальному тиску середі до 1,47 МПа. Максимальна окружна швидкість торця гребінця 251 м/с. Матеріал деталей в відповідь ущільнення ЭИ435 (стільники $\delta=0,1$ мм). При розробці технології був урахований вдалий досвід відновлення лабіринтних гребінців лопаток турбін. Відновлення лабіринтних гребінців диска здійснювалося із застосуванням джерела стиснутої дуги із прецизійним регулюванням зварювального струму та роботизованої установки, у склад якої входили робот для переміщення плазмотрона та маніпулятор для обертання диска. Це дало можливість здійснення наплавлення із обмеженою глибиною проплавлення і отримання рівномірного наплавленого валика по всьому діаметру диска. Випробування відновленого диска з метою перевірки його працездатності проводились у складі обкатального авіаційного двигуна. Для цього диск при черговому складанні обкатального двигуна був встановлений в ротор ТСТ. Випробування здійснювалось у 5 циклів тривалістю кожного циклу 15 годин. Зносу лабіринтних гребінців та тріщин виявлено не було. Працездатність відновленого диску підтверджена. Деталі СА виготовлені з жароміцного слабостаріючого високохромистого сплаву на нікелевій основі ЕП648-ВИ. Працюють в умовах гарячого тракту двигуна при температурі до 900 °С. В результаті експлуатації зносу підлягають як торцеві поверхні, так і площинні поверхні в зоні тракту. Для відновлення деталей СА була застосована технологія адитивного вирощування методом мікроплазмового порошкового наплавлення. Для

підтвердження працездатності відновлених деталей був проведений комплекс досліджень зразків, що вирощені за технологією, аналогічною до ремонтної. При цьому встановлено, що хімічний склад наплавленого металу відповідає вимогам технічних умов; □ мікроструктура наплавленого металу після термообробки відповідає нормально термообробленому стану сплава ЭП 648 ВИ (ХН50ВМТЮБ-ВИ), рівень механічних властивостей вирощених сплавів з наступною серійною термообробкою (старіння 700 °С, витримка 16 годин не нижча за рівень поковки, що застосовується при серійному виготовленні деталі

УДК 656.7.084.17(08)

К.Б. Балушок, С.Л. Чигілейчик, І.А. Петрик, С.С. Сахно

УМОВИ ЗАБЕСПЕЧЕННЯ ПРАЦЕЗДАТНОСТІ АВІАЦІЙНИХ ДЕТАЛЕЙ ІЗ ЖАРОМІЦНИХ НІКЕЛЕВИХ СПЛАВІВ У АДИТИВНОМУ ВИРОБНИЦТВІ

Для впровадження в серійне виробництво адитивних технологій необхідно, щоб вирощені заготовки за рівнем фізико-механічних і службових властивостей повинні не поступалися заготовкам, що отримані методами лиття та кування. Можна виділити основні фактори, що впливають на фізико-механічні та службові властивості вирощених заготовок: хімічний склад наплавленого металу; дефекти в наплавленому металі; мікроструктура наплавленого металу; ефективна теплова потужність. Для визначення впливу активних газів на механічні властивості отриманих заготовок з 3-х різних порошків (на установці STARWELD 190Н методом МПН на тих самих режимах були вирощені зразки розміром 140/70/14 мм. Після вирощування зразки пройшли термообробку (гартування: $T_{\text{г}}=1140\pm 10$ °С, $\tau=4$ год., охолодження на повітрі; старіння: $T_{\text{СТ}}=900$ °С, $\tau=16$ год., охолодження на повітрі). Хімічним аналізом встановлено, що різниця між хімічними елементами у порошку і в наплавленому металі незначна і знаходиться у межах 1-3%. На підставі цього висновок, що хімічний склад наплавленого металу у першу чергу залежить хімічного складу порошку. Методом вакуумної екстракції встановлено, що різниця між вмістом кисню та азоту у порошку і в наплавленому металі знаходиться у межах 20-40%. На підставі цього висновок, що на вміст кисню та азоту у наплавленому металі великий вплив надає зміст кисню та азоту у самому порошку, а також захист аргонном металу, що наплавляється (чистота аргону та швидкість його подачі). Механічними іспитами зразків у поздовжньому та поперечному напрямі відносно шарів вирощування встановлено, що для зразка з найбільшим вмістом в наплавленому металі активних газів ($[O]=0.039$ % та $[N]=0.0823$ %) у поздовжньому напрямі ми бачимо значне падіння властивостей міцності (приблизно у два рази), пластичні властивості практично відсутні. Причиною крихкого руйнування поздовжніх зразків є тріщини, виявлені при металографічному дослідженні. Можна зробити висновок, що вміст в порошку активних газів ($[O]$ та $[N]$) суттєво впливає на механічні властивості отриманих заготовок методом плазмового адитивного вирощування. Як і в інших традиційних виробничих процесах, заготовки, вирощені методом МПН також схильні до появи дефектів. Наявність дефектів всередині компоненту, а також розвиток шкідливої мікро-структури визначають його характеристики і поведінку, що суттєво впливає на механічні властивості і може призвести до руйнування. Дефекти наплавлення – це тріщини, пористість та частки нерозплавленого порошку. Вивчення мікроструктури дозволяє отримати важливу інформацію про динаміку зростання осадження, цілісності і поведінки матеріалу. Можна аналізувати просторове розташування зерен і сегрегацію елементів. Цей клас дефектів сприяє нашому розумінню причинно-наслідкового зв'язку зі змінними процесу і дозволяє нам придумати нове рішення для їх пом'якшення. Сприятлива структура, задана збалансованим хімічним складом, не завжди є гарантією гарної тріщиностійкості нікелевих сплавів. Як показує практика і результати лабораторних досліджень, вибір технології і особливо параметрів режиму наплавки часто мають вирішальне значення.

ОЦІНКА МОЖЛИВОСТІ ВИЯВЛЕННЯ ТРІЩИН ПІД ЧАС КОНТРОЛЮ ЛЮМ1-ОВ НА ЛОПАТКАХ ТУРБІН ПІСЛЯ НАНЕСЕННЯ КОМПЛЕКСНИХ ЖАРОСТІЙКИХ ПОКРИТТІВ

На даний час вдосконалення і збільшення потужності газотурбінних двигунів (ГТД) відбувається за рахунок збільшення температури газів перед турбіною і підвищення ступеня стиснення повітря в компресорі. В авіаційній промисловості для виготовлення робочих лопаток ГТД застосовуються ливарні нікелеві жароміцні сплави, такі як ЖС6У-ВІ, ЖС26-ВІ, ЖС32-ВІ тощо. Незважаючи на їх високі властивості щодо корозійної стійкості та жаростійкості, підвищення ресурсу робочих лопаток ГТД і їхній захист від окиснення та корозійного пошкодження забезпечується за рахунок нанесення покриттів за різними технологіями як на проточну поверхню пера лопаток (жаростійкі та теплозахисні), так і на внутрішні поверхні охолоджуваних каналів (дифузійні). Обрив робочих лопаток турбіни належить до найважчих видів ушкодження ГТД, тому на різних етапах серійного виробництва в тому числі і після нанесення жаростійких покриттів виконують люмінесцентний контроль (ЛЮМ1-ОВ) лопаток для виявлення тріщин, що можуть утворитися під час обробки та призвести до їх обриву під час роботи на двигуні.

Контроль ЛЮМ1-ОВ безпосередньо після нанесення комплексних покриттів в окремих випадках ускладнений через наявність фонового світіння поверхні лопаток, яке властиве для поверхні з жаростійким покриттям. Тому доводиться іноді виконувати доробку лопаток (обдубування електрокорундом, місцеве знаття покриття з подальшим нанесенням алюмосилікування або повне знаття покриття з подальшим перенапиленням). Такий підхід призводить до додаткових витрат, зокрема існує ймовірність бракування деякої кількості лопаток через втрату геометричних розмірів під час механічного знімання покриттів. Підвищення напруги при напиленні на лопатках до 50...60 В дає змогу зменшити інтенсивність фонового світіння, але не повністю його усунути.

В роботі проведено оцінку можливості виявлення тріщин на лопатках турбін ГТД з комплексними жаростійкими покриттями ГЦП+СДП-2. Дослідження проводилося на зразках робочих лопаток у вигляді експерименту. Попередньо на випробувальному стенді були проведені втомні випробування зразків до моменту появи тріщин. Потім на профіль пера лопаток було нанесено комплексне жаростійке покриття ГЦП (газоциркуляційне покриття CrAl) + СДП-2 (жаростійкий сплав системи Ni-Cr-Al-Y), поетапно згідно з серійною технологією. Після нанесення кожного покриття виконувався контроль ЛЮМ1-ОВ лопаток.

По результаті робіт показано, що безпосередньо після нанесення комплексного жаростійкого покриття тріщини на лопатках не виявляються, тому що розповсюджуються тільки в шарі ГЦП і частково переходять у шар СДП-2 без виходу на поверхню. Отримані результати можуть бути підставою для виведення операції люмінесцентного контролю з технологічного процесу, безпосередньо після нанесення комплексних жаростійких покриттів. Так як, це не дозволяє виявити тріщини в матеріалі лопаток і може призводити до зайвих витрат на додаткові технологічні операції.

Вважаємо, що контроль ЛЮМ1-ОВ необхідно проводити тільки перед нанесенням покриттів, після стендових випробувань лопаток на двигуні та під час ремонту лопаток турбін. Оскільки при стендових випробуваннях під дією високих відцентрових навантажень тріщини, які не виходять на поверхню покриття, імовірно, можуть розвинутися далі з виходом на поверхню, що і дасть змогу їх виявити при люмінесцентному контролі.

МАГНІТРОННІ РОЗПИЛЮВАЛЬНІ СИСТЕМИ ДЛЯ НАНЕСЕННЯ ЖАРОСТІЙКИХ ПОКРИТТІВ НА РОБОЧІ ЛОПАТКИ ТУРБІН, РЕАЛІЗАЦІЯ НА ІСНУЮЧОМУ ОБЛАДНАННІ

Головною ознакою розвитку існуючих і перспективних авіаційних двигунів є безперервне збільшення температури газу перед турбінної, зниження питомої маси, підвищення ступеня стискання повітря в компресорі.

У якості матеріалів в авіаційній промисловості для виготовлення лопаток газотурбінних двигунів (ГТД) найбільше застосування знаходять сплави на основі нікелю з наступним нанесенням жаростійких покриттів, що забезпечують роботу лопаток у межах температур 900–1200°C і захист від ерозійно-корозійного впливу.

Аналіз існуючих методів одержання багатокомпонентних покриттів показує, що найбільш прийнятними є методи, що базуються на процесах фізичного випаровування матеріалів у вакуумі: вакуумно-дугове випаровування, електронно-променеве випаровування і магнетронне розпилення.

На даний час на підприємстві АТ «Мотор Січ» комплексні жаростійкі покриття на лопатки турбін наносяться методом іонно-плазмової технології високої енергії (ВІПТВЕ) на установках МАП-1, МАП-2, АПН-250. Дана технологія має наступні переваги: висока точність покриття, що осаджується, по товщині й составу; широкі технологічні можливості; висока швидкість осадження покриття; простота устаткування і його надійність.

Однак дана технологія має й свої недоліки, такі як наявність мікрокраплинної фази в потоці матеріалу покриття напиленого на підложку, що приводить до збільшення шорсткості нанесеного покриття. Даний фактор впливає, тому що згідно з технічними умовами, на всіх етапах серійного виробництва лопаток виконується контролю ЛЮМ1-ОВ для виявлення дефектів на їхній поверхні. Шорсткість покриття, обумовлена наявністю крапельної фази, в окремих випадку ускладнює контроль ЛЮМ1-ОВ лопаток після напилення, тому що це викликає фонове світіння, яке перешкоджає виявленню дефектів.

Раніше проведені дослідні роботи спільно з фахівцями Харківського авіаційного інституту (ХАІ) по нанесенню покриття СДП-2 на установці МАП-1 показали, що при переведенні установки з дугового режиму напилення в магнетронний, вирішується проблема підвищеної шорсткості за рахунок відсутності крапельної фази при магнетронному розпиленні, однак знижується продуктивність. В результаті зниження шорсткості поверхні покриття фонове світіння при контролі ЛЮМ1-ОВ лопаток повністю відсутнє, що підтверджується проведеними раніше роботами.

У магнетронних розпилювальних системах перенос матеріалу катода-мішені на поверхню підложки відбувається у вигляді окремих атомів. Таким чином, вдається практично повністю виключити попадання мікрокрапель до складу наносимого покриття, що приводить до істотного поліпшення його якості.

Для підвищення продуктивності існує два підходи. Перший це збільшення кількості зон розпилення з однієї застосовуваної при дуговому методі до трьох. Другий підхід це збільшення зовнішнього діаметра катода-мішені, що дозволяє добитися істотного підвищення швидкості нанесення покриття.

Обоє підходу пов'язані з мінімальною кількістю переробок конструкції катодного вузла. У той же час інше внутрішнє камерне оснащення може бути залишено без змін. Конструкція привода переміщення магнітної системи катодного вузла також може бути використана без змін.

Переведення існуючих на підприємстві установок МАП-1, МАП-2, АПН-250 з дугового режиму напилення в магнетронний, дозволить збільшити щільність та зменшити шорсткість наносимих жаростійких покриттів з мінімальними витратами на модернізацію.

А також це дозволить, усунути проблеми, що виникають при контролі лопаток методом ЛЮМ1-ОВ після нанесення покриття через наявність фонового світіння яке характерно для покриття нанесених у дуговому режимі.

XXIX МІЖНАРОДНИЙ КОНГРЕС ДВИГУНОБУДІВНИКІВ

Тези доповідей

Оригінал-макет виготовлено на кафедрі конструкції авіаційних двигунів
Національного аерокосмічного університету ім. М.Є. Жуковського
«Харківський авіаційний інститут»

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

Підписано до друку 29.08.2024 р.
Формат 60x84 1/16. Друк цифровий

Умовн.-друк. арк. 1,4. Облік.-вид. арк. 1,62.
Замовлення 29-08

Наклад. 100 прим.
Ціна вільна

Видавець

Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського
«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

Свідцтво 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