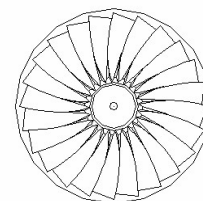
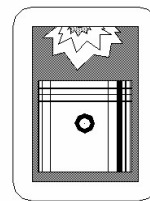


Національний аерокосмічний університет ім. М.С. Жуковського «ХАІ»
Національний технічний університет «ХПІ»
Державне підприємство «Запорізьке машинобудівне
КБ Прогрес» ім. академіка А. Г. Івченка
Акціонерне товариство «Мотор Січ»
Акціонерне товариство «ФЕД»



XXVII

МІЖНАРОДНИЙ КОНГРЕС ДВИГУНОБУДІВНИКІВ



ТЕЗИ ДОПОВІДЕЙ

Харків «ХАІ» 2022

Представлено матеріали пленарних та секційних доповідей XXVII 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 № 10 від 24.08.2022 р.

Президія:

Богуслав В. О. – президент АТ «Мотор Січ»,
Генеральний конструктор, д.т.н., професор

Нечипорук М. В. – ректор Національного аерокосмічного університету
ім. М.Є. Жуковського «ХАІ», д.т.н., професор

Клименко Л. П. – ректор ЧНУ ім. Петра Могили, д.т.н., професор

Кравченко І. Ф. – керівник ДП «Івченко-Прогрес»,
Генеральний конструктор, д.т.н.

Марченко А. П. – проректор НТУ «ХПІ» д.т.н., професор

Попов В. В. – голова правління ПАТ «ФЕД», д.т.н., доцент

ЧЛЕНИ ПРОГРАМНОГО КОМІТЕТУ:

К.В. Балущок	канд.техн.наук
К.В. Безручко	д-р техн. наук, проф., лауреат Державної премії України;
О.В. Білогуб	д-р техн. наук, доцент
Р.А. Варбанець	д-р техн. наук., проф.
О.В. Грицюк	д-р техн. наук., проф.
С.О. Дмитрієв	д-р техн. наук, проф., лауреат Державної премії України;
А.І. Долматов	д-р техн. наук, проф., лауреат Державної премії України;
С.В. Єпіфанов	д-р техн. наук, проф.
А.П. Зінковський	д-р техн. наук, проф. чл-корр. НАНУ;
М.Е. Колотніков	д-р техн. наук, проф.;
М.С. Кулік	д-р техн. наук, проф., лауреат Державної премії України;
Ю.М.Мацевитий	академік НАНУ;
М.М. Митрахович	д-р техн. наук, проф
І.В. Парсаданов	д-р техн. наук, проф.;
О.В. Пилипенко	акад. НАНУ, чл.-корр. НАНУ, лауреат Державної премії України;
Р. Пржисова	д-р техн. наук, проф. ITWL, Польща;
В.О. Пильов	д-р техн. наук, проф.;
С. Радьковські	д-р техн. наук, проф.;
А.В. Русанов	акад. НАНУ, чл.-корр.НАНУ, лауреат Державної премії України;
О.П. Строков	д-р техн. наук, проф.;
Ю.М.Терещекню	д-р техн. наук, проф.;
Б.Г. Тимошевський	д-р техн. наук, проф.;
В.І. Тимошенко	чл.-корр. НАНУ, лауреат Державної премії України;
А.А. Халатов	акад. НАНУ, лауреат Державної премії України

Вчений секретар

д-р техн. наук, проф.

О.В. Білогуб

Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського
"Харківський авіаційний інститут", 2022 р.

ЗМІСТ

КОНСТРУКЦІЯ ТА МІЦНІСТЬ

<i>Г.А. Фролов, Н.А. Ефимов, В.М Кисель, Ю.И. Евдокименко, Д.В. Боровик, С.В. Бучаков</i> ТЕПЛОПРОВОДНОСТЬ КВАЗИКРИСТАЛЛИЧЕСКОГО ПОКРЫТИЯ Al-Cu-Fe, ПРЕДНАЗНАЧЕННОГО ДЛЯ ПРАКТИЧЕСКОГО ПРИМЕНЕНИЯ.....	10
<i>А.П. Зіньковський, О.Л. Деркач, В.Л. Кобзар</i> ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНЕ ДОСЛІДЖЕННЯ ДИСИПАТИВНИХ ВЛАСТИВОСТЕЙ СПЛАВІВ ТИТАНУ З ПОКРИТТЯМИ.....	10
<i>А.П. Зіньковський, О.Л. Деркач, І.Г. Токар, К.В. Савченко</i> ДОСЛІДЖЕННЯ ВПЛИВУ ЛОКАЛЬНОГО РОЗЛАДУ ЧАСТОТ КОЛИВАНЬ ЛОПАТКОВОГО ВІНЦЯ НА ВІБРОНАПРУЖЕНІСТЬ РОБОЧИХ КОЛІС КОМПРЕСОРА ТА ТУРБИНИ.....	11
<i>Є.О. Римаренко</i> ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНІ ДОСЛІДЖЕННЯ ЗВУКОПОГЛИНАЮЧИХ КОНСТРУКЦІЙ, ЩО ЗАСТОСОВУЮТЬСЯ ДЛЯ ЗНИЖЕННЯ АВІАЦІЙНОГО ШУМУ	12
<i>Ю.А. Гусев, А.С. Гольцов, С.С. Крыгин</i> ИЗМЕРЕНИЕ СТАТИЧЕСКИХ ДЕФОРМАЦИЙ ВЫСОКОНАГРЕТЫХ ЭЛЕМЕНТОВ ГТД С ПОМОЩЬЮ МАЛОРАЗМЕРНЫХ ТЕНЗОРЕЗИСТОРОВ.....	13
<i>Є.О. Неманежін, Г.І. Львов, Ю.І. Торба</i> МОДЕЛЮВАННЯ ПОВЗУЧОСТІ МОНОКРИСТАЛІЧНОГО СПЛАВУ ТА ВИЗНАЧЕННЯ ЙОГО СЕРЕДНІХ ХАРАКТЕРИСТИК.....	14
<i>М.Р. Tkach, S.B. Kulishov, V.A. Polischuk, Y.M. Halynkin, A.Y. Proskurin, V.S. Kluchnyk</i> <i>(М.Р. Ткач, С.Б. Кулішов, В.А. Поліщук, Ю.М. Галинкін, А.Ю. Проскурін, В.С. Ключник)</i> DETERMINATION OF GAS TURBINE BLADE VIBRATION CHARACTERISTICS TAKING INTO ACCOUNT THE INFLUENCE OF BOUNDARY CONDITIONS (ВИЗНАЧЕННЯ ВІБРАЦІЙНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЛОПАТКИ ГАЗОВОЇ ТУРБИНИ З УРАХУВАННЯМ ВПЛИВУ ГРАНИЧНИХ УМОВ).....	14
<i>В.И. Назин</i> ПОВЕДЕНИЕ РОТОРА НА ГИДРОСТАТИЧЕСКИХ ПОДШИПНИКАХ В РЕЖИМАХ ПУСКА И ОСТАНОВА	16
<i>И.И Петухов, А.В. Ковалев, А.Ю. Лисица</i> МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ТЕПЛОПЕРЕНОСА В КАМЕРЕ ПОДШИПНИКА ГТД.....	16

И.И Петухов, А.В. Ковалев, Т.П. Михайленко

ВЛИЯНИЕ РЕЖИМНЫХ ПАРАМЕТРОВ НА ТЕПЛОПЕРЕДАЧУ В КАМЕРЕ ПОДШИПНИКА ГТД.....	17
--	----

ПОРШНЕВІ ДВИГУНИ ВНУТРІШНЬОГО ЗГОРЯННЯ

Т.М. Колеснікова, О.С. Лиходій

КОНЦЕПТУАЛЬНІ НАПРЯМКИ СТВОРЕННЯ ПЕРСПЕКТИВНИХ ДВИГУНІВ НЕТРАДИЦІЙНИХ КОНСТРУКЦІЙ ДЛЯ ВІЙСЬКОВОЇ ТЕХНІКИ	19
--	----

О. О. Осетров, С.С. Кравченко, Б.С. Чуцуменко

ОБГРУНТУВАННЯ ПАРАМЕТРІВ ПОСЛІДОВНОЇ ГІБРИДНОЇ СИЛОВОЇ УСТАНОВКИ ЛЕГКОВОГО АВТОМОБІЛЯ.....	19
---	----

А.А. Лісовал

ВИКОРИСТАННЯ БІОГАЗУ ЯК СИРОВИНИ І МОТОРНОГО ПАЛИВА В ЕНЕРГЕТИЦІ І НА ТРАНСПОРТІ.....	20
--	----

В.М. Бганцев, А.М. Левтєров

ГАЗОВІ ДВИГУНИ ВНУТРІШНЬОГО ЗГОРЯННЯ В СИСТЕМАХ ПІДВИЩЕННЯ ЕФЕКТИВНОСТІ ПАЛИВНИХ ЕЛЕМЕНТІВ ОБ'ЄКТІВ ВЕЛИКОЇ ЕНЕРГЕТИКИ	21
--	----

А.Г. Лал, М.С. Шелестов

АНАЛІЗ ІСНУЮЧИХ СИСТЕМ НАДДУВУ ТА ПЕРСПЕКТИВИ ЗАСТОСУВАННЯ ЕЛЕКТРИЧНОГО ПРИВОДУ У АГРЕГАТАХ НАДДУВУ	21
--	----

А.О. Прохоренко, С.С. Кравченко, Є.І. Солодкий, М.С. Шелестов

ВПЛИВ ДВОСТАДІЙНОГО ЗГОРЯННЯ ПАЛИВА В ЦИЛІНДРІ ДИЗЕЛЯ НА ЙОГО ІНДИКАТОРНІ ПОКАЗНИКИ.....	22
---	----

Є.В. Білоусов, А.П. Марченко, М.Є. Рибальченко, В.П. Савчук, Г.Я. Тулученко

ОЦІНКА ТЕХНІЧНОГО СТАНУ ДВИГУНІВ ЗА ПАРАМЕТРАМИ РОБОЧОГО ПРОЦЕСУ НА РЕЖИМАХ ЧАСТКОВИХ НАВАНТАЖЕНЬ	23
--	----

Є.В. Білоусов, А.П. Марченко, М.Є. Рибальченко, В.П. Савчук, Г.Я. Тулученко

РОЗРОБКА МЕТОДІВ ОЦІНКИ ТЕХНІЧНОГО СТАНУ ДВИГУНІВ ЗА РЕЗУЛЬТАТАМИ ІНДИЦІЮВАННЯ РОБОЧОГО ПРОЦЕСУ НА РЕЖИМАХ ВІДМІННИХ ВІД НОМІНАЛЬНИХ	23
--	----

А.Г. Лал, М.С. Шелестов

ОСОБЛИВОСТІ РОЗПОДІЛУ ПАЛИВА В ОБ'ЄМІ КАМЕРИ ЗГОРЯННЯ ДВОТАКТНОГО ДИЗЕЛЯ ІЗ ЗУСТРІЧНИМ РУХОМ ПОРШНІВ	24
---	----

А.О. Прохоренко, С.С. Кравченко, Є.І. Солодкий

СПОСІБ ОРГАНІЗАЦІЇ ДВОСТАДІЙНОГО ВПОРСКУВАННЯ ПАЛИВА В ЦИЛІНДР ДИЗЕЛЯ ЗА ДОПОМОГОЮ ГІДРОМЕХАНІЧНОЇ ПАЛИВНОЇ АПАРАТУРИ	25
---	----

<i>А.П. Марченко, О.Ю. Лінков, В.В. Пильов, С.В. Ликов, Р. Ариан, В.О. Пильов</i>	
КОНЦЕПТУАЛЬНІ ПОЛОЖЕННЯ ЩОДО ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ НАДІЙНОСТІ ПОРШНІВ ФОРСОВАНИХ ДИЗЕЛІВ ПРОТЯГОМ ЗАДАНОГО РЕСУРСУ	25
<i>О.Ю. Лінков, В.В. Пильов, С.В. Ликов, В.О. Пильов</i>	
МЕТОДИКА ВИЗНАЧЕННЯ ПОРОГУ ПОВЗУЧОСТІ МАТЕРІАЛУ ПОРШНЯ ДЛЯ ОЦІНКИ ПАРАМЕТРИЧНОЇ НАДІЙНОСТІ ЙОГО БІЧНОЇ ПОВЕРХНІ	26
<i>М.М.Ткачук, А.П.Марченко, С.О.Кравченко, М.А. Ткачук, О.В. Веретельник, А.В.Грабовський, В.В. Веретельник</i>	
БАГАТОКРИТЕРІАЛЬНА ОЦІНКА КОНТАКТНОЇ ВЗАЄМОДІЇ ДИСКРЕТНО-КОНТИНУАЛЬНО ЗМІЩЕНИХ ДЕТАЛЕЙ	27
<i>О.В. Триньов, Д.Г. Сівих</i>	
РОЗРОБКА ЗАХОДІВ З ПІДВИЩЕННЯ НАДІЙНОСТІ ПІДШИПНИКОВОГО ВУЗЛА ТУРБОКОМПРЕСОРА АВТОТРАКТОРНОГО ДИЗЕЛЯ.....	27
<i>А.В. Савченко, М.С. Шелестов</i>	
ДОСЛІДЖЕННЯ ВИСОКОЕФЕКТИВНОГО ОХОЛОДЖУВАЧА НАДДУВНОГО ПОВІТРЯ.....	28
<i>І.В. Парсаданов, І.В. Рикова</i>	
УРАХУВАННЯ ШКІДЛИВОЇ ДІЇ ДІОКСИДУ ВУГЛЕЦЮ ПРИ КОМПЛЕКСНІЙ ОЦІНЦІ ВИТРАТИ ПАЛИВА І ТОКСИЧНОСТІ ВІДПРАЦЬОВАНИХ ГАЗІВ ДИЗЕЛЬНИХ ДВИГУНІВ.....	29
<i>Р.А. Варбанець, В.П. Мальчевський, Д.С. Мінчев, В.І. Залож, В.І. Кирнац, Н.І. Александровська</i>	
ОСОБЛИВОСТІ ДІАГНОСТИКИ СИСТЕМ СУЧАСНИХ ДВОТАКТНИХ ДВИГУНІВ	29
<i>А.В. Ерыганов, В.И. Кырнац, В.С. Глебов, П.А. Гончаренко, В.Ю. Гунченко</i>	
УМЕНЬШЕННЯ ВЫБРОСОВ ОКСИДОВ АЗОТА ТРАНСПОРТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ (ЗМЕНШЕННЯ ВИКИДІВ ОКСИДІВ АЗОТУ ТРАНСПОРТНИХ ДВИГУНІВ).....	30
<i>О.М. Kondratenko, V.A. Andronov, T.R. Polishchuk, N.D. Kasionkina, V.A. Krasnov (О.М. Кондратенко, В.А. Андронов, Т.Р. Поліщук, Н.Д. Касьонкіна, В.А. Краснов)</i>	
TAKING INTO ACCOUNT THE EMISSIONS OF MOTOR FUEL VAPORS I N THE CRITERIA-BASED ASSESSMENT OF THE ECOLOGICAL SAFETY LEVEL OF POWER PLANTS WITH RECIPROCATING ICE EXPLOITATION PROCESS (ВРАХУВАННЯ ВИКИДУ ПАРИВ МОТОРНОГО ПАЛИВА ПРИ КРИТЕРІАЛЬНОМУ ОЦІНЮВАННІ РІВНЯ ЕКОЛОГІЧНОЇ БЕЗПЕКИ ЕКСПЛУАТАЦІЇ ЕНЕРГОУСТАНОВОК З ПОРШНЕВИМ ДВЗ).....	31

A.P. Polyvianchuk, V.L. Khreshchenetskyi, O.P. Antonuk, M.V. Mitko, A.V. Dmitrieva
(*А.П. Полив'янчук, В.Л. Крещенецький, О.П. Антонюк, М.В. Мітко, А.В. Дмитрієва*)

IMPROVING THE ACCURACY OF SYSTEMS FOR GRAVIMETRIC CONTROL OF PARTICULATE MATTER IN EXHAUST GASES OF TRANSPORT DIESEL ENGINES (ПІДВИЩЕННЯ ТОЧНОСТІ СИСТЕМ ГРАВІМЕТРИЧНОГО КОНТРОЛЮ ТВЕРДИХ ЧАСТИНОК У ВІДПРАЦЬОВАНИХ ГАЗАХ ТРАНСПОРТНИХ ДИЗЕЛІВ)	32
--	----

ТЕОРІЯ ТА РОБОЧІ ПРОЦЕСИ

I.V. Morozova, Yu.M. Tereshchenko, V.M. Egun'ko

ДОСЛІДЖЕННЯ ЕКСПЛУАТАЦІЙНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ДИЗЕЛЬНОГО ДВИГУНА	33
--	----

Yu.O. Ulitenko, M.A. Minenok, I.F. Kravchenko

АНАЛІЗ ВПЛИВУ ВПОРСКУВАННЯ ВОДИ НА ВХОДІ ДО КОМПРЕСОРА ВИСОКОГО ТИСКУ НА ХАРАКТЕРИСТИКИ ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВОКОНТУРНОГО ДВИГУНА З ФОРСАЖНОЮ КАМЕРОЮ ЗГОРЯННЯ.....	34
--	----

O. O. Kolkov, A. A. Dulenov, E. V. Globin, D. V. Dovgalyuk, K. V. Balalaeva

МОДЕЛЮВАННЯ ТЕЧІЇ У ВХІДНИХ СТІЙКАХ ТУРБОВАЛЬНОГО ДВИГУНА З ІНЖЕКЦІЄЮ ПОВІТРЯ	34
---	----

O.V. Zhornik, I.F. Kravchenko, M.M. Mitrahovich, K.V. Balalaeva

ОБҐРУНТУВАННЯ ПАРАМЕТРІВ І ФОРМИ ВХІДНОГО ПРИСТРОЮ СИЛОВОЇ УСТАНОВКИ З ТУРБОГВИНТОВЕНТИЛЯТОРНИМ ДВИГУНОМ	35
--	----

O. Denisyuk, A. Balalaiev, K. Balalaieva (*О. Денисюк, А. Балалаєв, К. Балалаєва*)

FLOW SIMULATION IN AXIAL COMPRESSOR CASCADES (МОДЕЛЮВАННЯ ПОТОКУ В КОМПРЕСОРНИХ РЕШІТКАХ)	36
---	----

P.V. Maiboroda

ТЕСТОВА ЗАДАЧА МОДЕЛЮВАННЯ ТЕЧІЇ В НАДЗВУКОВІЙ КОМПРЕСОРНІЙ РЕШІТЦІ	37
---	----

M.S. Kulik, F.I. Kirchu, L.G. Voлянська, I.G. Babichev, V.M. Egun'ko

РОБОТА НЕСУЧИХ ДВОРЯДНИХ ГВИНТІВ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ В УМОВАХ НАДНИЗЬКИХ ТЕМПЕРАТУР ТА ТИСКІВ.....	38
---	----

V.Yu. Usenko, K.V. Balalaeva, M.M. Mitrahovich

ТЯГА ЗАКАПОТОВАНОГО СПІВВІСНОГО ГВИНТОВЕНТИЛЯТОРА.....	39
--	----

A.E. Pushilin, V.V. Loginov

ОСОБЕННОСТИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ХАРАКТЕРИСТИК ВОЗДУШНОГО ВИНТА ИЗМЕНЯЕМОГО ШАГА В СТЕНДОВЫХ УСЛОВИЯХ.....	39
---	----

<i>В.В. Коробко, А.П. Шевцов</i>	
ДОСЛІДЖЕННЯ РОБОЧИХ ПРОЦЕСІВ В ТЕРМОАКУСТИЧНИХ ДВИГУНАХ З ДВОФАЗНИМ РОБОЧИМ ТІЛОМ.....	40
<i>О.К. Чердніченко, М.Р. Ткач, О.С. Митрофанов, Д.В. Костенко</i>	
МЕТОДОЛОГІЧНІ АСПЕКТИ ДОСЛІДЖЕННЯ ПРОЦЕСІВ В СУДНОВИХ ЕНЕРГЕТИЧНИХ УСТАНОВКАХ З ТЕРМОХІМІЧНОЮ ОБРОБКОЮ ПАЛИВА МЕТОДАМИ МАТЕМАТИЧНОГО МОДЕЛЮВАННЯ	41
<i>А.Г. Жирков, А.П. Усатый, Е.П. Авдеева, Ю.И. Торба</i>	
ДРОСЕЛЮВАННЯ В СОПЛОВИХ АППАРАТАХ З ПОВОРОТНИМИ ДІАФРАГМАМИ	42
<i>Д.В. Козел</i>	
ГИДРАВЛИЧЕСКОЕ СОПРОТИВЛЕНИЕ СТАБИЛИЗАТОРОВ ПЛАМЕНИ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ПРЯМОТОЧНОГО ТИПА.....	42
<i>С.А. Евсеев</i>	
АНАЛИЗ ВЛИЯНИЯ РАСПОЛОЖЕНИЯ ВЫХОДНОГО ПАТРУБКА ВОСПЛАМЕНИТЕЛЯ НА ЗАПУСК КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ПРИ ПОМОЩИ ТРЕХМЕРНОГО КОМПЬЮТЕРНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ.....	43
<i>И.И Петухов, А.Ю. Лисица</i>	
МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕПЛОГИДРАВЛИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ В СИСТЕМЕ ПОДАЧИ ЖИДКОГО ВОДОРОДА ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ	44
<i>І.І Петухов, О.Ю. Лисиця</i>	
CFD-МОДЕЛЮВАННЯ РОБОЧОГО ПРОЦЕСУ СТРУМЕНЕВОГО АПАРАТУ СИСТЕМИ КОНДИЦІОНУВАННЯ ТА ПРОТИБЛЕДЕНІННЯ ЛІТАКА.....	45
ЗАГАЛЬНІ ПИТАННЯ ДВИГУНОБУДУВАННЯ	
<i>Л.В. Капітанова</i>	
ВПЛИВ СТАНУ ЗЛІТНО-ПОСАДКОВОЇ СМУГИ НА ЕФЕКТИВНІСТЬ ГАЛЬМУВАННЯ ЛІТАКА ПРИ ЙОГО ЗЛЬОТІ	46
<i>К.В. Майорова, Л.В. Капітанова</i>	
ВИКОРИСТАННЯ ПРИНЦИПУ ДОЦІЛЬНОСТІ МОДИФІКАЦІЙНИХ ЗМІН У ЛІТАКАХ ТРАНСПОРТНОЇ КАТЕГОРІЇ В УМОВАХ ЇХ ВИРОБНИЦТВА ТА ЕКСПЛУАТАЦІЇ	47
<i>В.І. Рябков, О.З. Двейрін</i>	
МЕТОДОЛОГІЯ ФОРМУВАННЯ ПРЕДМЕТНОЇ ОБЛАСТІ І МОДИФІКАЦІЙНИХ ЗМІН У ВАЖКОМУ ТРАНСПОРТНОМУ ЛІТАКУ	47
<i>О.О.Колков (О.О.Колков)</i>	
ПЕРСПЕКТИВИ ТА ПРОБЛЕМИ ВИКОРИСТАННЯ ЯДЕРНИХ ДВИГУНІВ (PROSPECTS AND PROBLEMS OF USING NUCLEAR ENGINES).....	48

В.В. Нерубасский	
ПД-14 – ДВИГАТЕЛЬ ПРОГРЕССА	49

Г.М. Марініна, С.М. Степаненко

АНАЛІЗ РЕЗУЛЬТАТИВНОСТІ ПРОЦЕСІВ СУЯ ТА ВИЯВЛЕННЯ КОРИННИХ ПРИЧИН НЕВІДПОВІДНОСТЕЙ НА БАЗІ ВИМОГ ЗАІНТЕРЕСОВАНИХ СТОРІН...	50
--	----

АВТОМАТИЧНЕ КЕРУВАННЯ І ДІАГНОСТИКА

Г.С. Ранченко, А.Г. Буряченко, В.М. Грудинкин

ОСОБЕННОСТИ ТРЕБОВАНИЙ СТАНДАРТА DO-254, ИСПОЛЬЗУЕМОГО ПРИ РАЗРАБОТКЕ РЕГУЛЯТОРОВ АВИАДВИГАТЕЛЕЙ.....	51
---	----

В.В. Нерубасский, Д.А. Лавренюк.....

ВЫБОР И КВАЛИФИКАЦИИ ИНСТРУМЕНТОВ РАЗРАБОТКИ ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ДЛЯ ЭЛЕКТРОННЫХ САУ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ	51
--	----

А.Г. Буряченко

МЕТРОЛОГИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ РАЗРАБОТКИ И ИСПЫТАНИЙ ДАТЧИКА ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНОГО ДАВЛЕНИЯ ДЛЯ АВИАКОСМИЧЕСКОГО ПРИМЕНЕНИЯ	52
---	----

С.В. Єнчев, С.О. Таку

ІНФОРМАТИВНІ КРИТЕРІЇ ВИЗНАЧЕННЯ ПЕРЕДПОМПАЖНИХ СТАНІВ КОМПРЕСОРА АВІАЦІЙНОГО ГТД.....	53
--	----

В.Ф. Миргород, І.М. Гвоздева, В.В. Будашко

АПРОКСИМАЦІЙНО – МАРКІВСЬКІ МОДЕЛІ ЗМІНИ ПАРАМЕТРІВ ТЕХНІЧНОГО СТАНУ ЕНЕРГЕТИЧНИХ УСТАНОВОК	54
---	----

Є.О. Кононихін

РЕЗЕРВОВАНА СИСТЕМА КЕРУВАННЯ ЕЛЕКТРИЧНОЮ СИЛОВОЮ УСТАНОВКОЮ НА БАЗІ ФІЛЬТРУ КАЛМАНА	54
--	----

О. В. Бондаренко, С. В. Єніфанов

ОСОБЛИВОСТИ КЕРУВАННЯ ПАРАМЕТРАМИ ПОВІТРЯНОЇ СИСТЕМИ ЛІТАКА	55
---	----

С.В. Єніфанов, О.В. Бондаренко, Р.Р. Джаббаров

ФОРМУВАННЯ МАТЕМАТИЧНОЇ МОДЕЛІ ТУРБОВАЛЬНОГО ДВИГУ НА РЕЖИМІ ЗАПУСКУ	56
--	----

С. В. Єніфанов, С.Ю. Свєженцев, К.М. Підгорський

ВИЗНАЧЕННЯ ВЛАСНИХ ЧАСТОТ РОТОРНОЇ СИСТЕМИ ВЕРТОЛЬОТУ З УРАХУВАННЯ ВПЛИВУ СИЛОВОЇ УСТАНОВКИ.....	57
--	----

ТЕХНОЛОГІЯ

<i>С.М. Данилов, Д.О. Тьомкін, В.В. Наумик, Д.В. Ткач, В.В. Клочихін, О.О. Педаш</i> КОМПЛЕКСНЕ МОДИФІКУВАННЯ ЖАРОМІЦНОГО НІКЕЛЕВОГО СПЛАВУ	59
<i>Т.В. Тихомирова, Е.И. Гордиенко, Р.В. Бехтер, А.В. Подобный</i> ВЛИЯНИЕ ЛЕГИРОВАНИИ СПЛАВА ЖСЗДК-ВИ ГАФНИЕМ И ТАНТАЛОМ НА МОРФОЛОГИЮ И ТОПОГРАФИЮ КАРБИДНОЙ ФАЗЫ.....	59
<i>Н. Є. Калініна, Д. Б. Глушкова, Н. І. Цокур, Т. В. Носова, В. А. Багров, С. В. Демченко</i> ОСОБЛИВОСТІ МІКРОЛЕГУВАННЯ ЛЮМІНІЄВОГО СПЛАВУ СКАНДІЄМ.....	60
<i>А.Ф. Санін, І.О. Мамчур, Є.О. Джур, С.І. Мамчур, Т.В. Носова</i> ОСОБЛИВОСТІ ФОРМУВАННЯ ДИФУЗІЙНОЇ ЗОНИ БІМЕТАЛУ Pt-Ti	61
<i>А.Ф. Санін, І.О. Мамчур, С.І. Мамчур</i> ДИФУЗІЙНЕ ЗВАРЮВАННЯ У ВАКУУМІ З'ЄДНАННЯ НІКЕЛЬ-НІОБІЙ	61
<i>О. В. Шорінов, А. І. Долматов, С. О. Поливяний</i> ДОСЛІДЖЕННЯ ПОРИСТОСТІ ТА КОЕФІЦІЄНТУ ВИКОРИСТАННЯ ПОРОШКУ НА ОСНОВІ НІКЕЛЮ ХОЛОДНИМ ГАЗОДИНАМІЧНИМ НАПИЛЮВАННЯМ.....	62

ДВИГУНИ І ЕНЕРГОУСТАНОВКИ ДЛЯ РАКЕТНО-КОСМІЧНОЇ ТЕХНІКИ

<i>В.В. Ємець, М.М. Дронь, Л.Г. Дубовик, А.В. Пашков</i> АВТОФАЖНІ СИСТЕМИ ВІДВЕДЕННЯ КОСМІЧНИХ ОБ'ЄКТІВ З НИЗЬКИХ НАВКОЛОЗЕМНИХ ОРБІТ	63
<i>С.В. Филипковский, Л.А. Филипковская</i> ИССЛЕДОВАНИЕ ДИНАМИКИ ТВЕРДОТОПЛИВНОЙ РАКЕТЫ ПРИ РАБОТЕ ИМПУЛЬСНЫХ РУЛЕВЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ.....	63
<i>М.С. Gontijo (М.С. Гонтийо)</i> A REVIEW OF VAPORIZATION MODELS AS DESIGN CRITERION FOR VIBROPELLANT THRUST CHAMBERS (ОГЛЯД МОДЕЛЕЙ ПАРООТВОРЕННЯ ЯК КРИТЕРІЮ ПРОЕКТУВАННЯ ДВОПАЛИВНИХ ТЯГОВИХ КАМЕР).....	64

КОНСТРУКЦІЯ ТА МІЦНІСТЬ

УДК 539.21(06)

Г.А. Фролов, Н.А. Ефимов, В.М Кисель, Ю.И. Евдокименко, Д.В. Боровик, С.В. Бучаков

ТЕПЛОПРОВОДНОСТЬ КВАЗИКРИСТАЛЛИЧЕСКОГО ПОКРЫТИЯ Al-Cu-Fe, ПРЕДНАЗНАЧЕННОГО ДЛЯ ПРАКТИЧЕСКОГО ПРИМЕНЕНИЯ

Квазикристаллический сплав Al-Cu-Fe приобрел большой интерес для практического использования как материал для получения защитных покрытий. Сплав Al-Cu-Fe применяется для получения термобарьерных покрытий в двигателях внутреннего сгорания, антипригарных покрытий на оборудовании химического синтеза и пищевой промышленности, а также для предотвращения обледенения в авиации. Квазикристаллы системы Al-Cu-Fe имеют низкую плотность, высокую твердость, высокий модуль упругости, высокие значения коррозионные и износостойкость, низкий коэффициент трения, пониженную адгезию, низкую теплопроводность в сочетании с коэффициентом теплового расширения, который близок по своей величине к некоторым металлам.

В работе представлены результаты определения коэффициента теплопроводности квазикристаллических (КК) покрытий системы Al-Cu-Fe в диапазоне температур до 900 °С.

Для напыления использовали порошок КК-сплава состава Al₆₃Cu₂₅Fe₁₂ дисперсностью +40/-63 мкм, полученный распылением расплава водой высокого давления и имеющий содержание КК-фазы около 60 вес. %. Покрытия наносили на торец цилиндрической подложки из стали 45 (диаметр – 25 мм, высота – 10 мм), который перед напылением подвергали струйно-абразивной обработке порошком корунда с определяющим размером частиц 1 мм при давлении распыляющего воздуха 0,5 МПа. Покрытие Al-Cu-Fe толщиной более 0,8 мм было нанесено на подложку из стали 45 методом высокоскоростного воздушно-топливного напыления (high-velocity air-fuel (HVAF) spraying) с использованием горелки ГВО-РВ12. Определение температурной зависимости теплопроводности покрытия проводили путем решения обратной задачи теплопроводности по одномерным полям температуры в образцах, полученных односторонним струйным нагревом промышленным факелом горячего воздуха (при температурах поверхности до 450 °С) и кислородно-пропановой сварочной горелки (при температуре выше 450 °С). Показано, что значения коэффициента теплопроводности квазикристаллических покрытий Al-Cu-Fe в диапазоне 20 °С...900 °С изменяются в пределах $\lambda = 1,9 - 2,31$ Вт/(м·К).

УДК 620.178.311.6

А.П. Зіньковський, О.Л. Деркач, В.Л. Кобзар

ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНЕ ДОСЛІДЖЕННЯ ДИСИПАТИВНИХ ВЛАСТИВОСТЕЙ СПЛАВІВ ТИТАНУ З ПОКРИТТЯМИ

Розвиток сучасного авіадвигунобудування, яке характеризується тенденцією до підвищення робочих параметрів і збільшенням надійності і довговічності машин при одночасному зниженні їх маси, висуває високі вимоги до вібраційної міцності найбільш навантажених конструктивних елементів. Це пов'язано з тим, що багато тонкостінних елементів конструкцій газотурбінних двигунів у процесі експлуатації знаходяться під дією інтенсивних вібраційних навантажень, що в умовах резонансу призводить до виникнення небезпечних з точки зору міцності циклічних напружень в матеріалі.

Пасивне демпфірування коливань є одним із засобів забезпечення функціональної роботоздатності таких елементів при їх вібраційних навантаженнях. Зниження амплітуд циклічних напружень при цьому досягається за допомогою вібропоглинаючих покриттів, зокрема металевих, які складаються із шарів матеріалів з різними пружними та пластичними властивостями. Особливо актуальним такий спосіб демпфірування коливань є для конструктивних елементів, виготовлених з титанових сплавів, які характеризуються низьким значенням логарифмічного декременту коливань (від 0,05% до 0,1%). Достовірне визначення демпфуючої здатності таких матеріалів потребує мінімізації сторонніх втрат в коливальній системі і забезпечення однорідності напруженого стану по довжині зразка при його згинальних коливаннях. На цих двох основних принципах базується створена під керівництвом академіка НАН України Г.С. Писаренка методологія визначення дисипативних властивостей матеріалів і експериментальні установки, в яких вона реалізована.

Мета роботи полягає у викладенні методологічних підходів до визначення характеристик демпфірування згинних коливань плоских зразків зі сплавів титану за умов їх чистого згину і пошуку оптимальних конструктивно-технологічних параметрів електролітичних покриттів з міді за критерієм їх максимальної демпфуючої здатності.

Згідно з постановкою задачі здійснена модернізація установки, яка полягала в розробці системи автоматизованого проведення випробувань у діапазоні частот коливань зразка від 5 Гц до 25 Гц, реєстрації характеристик його коливань і чисельної обробки віброграм затухаючих коливань. Показано, що розроблений програмно-апаратний комплекс дозволяє безконтактним способом реєструвати з частотою дискретизації до 2 кГц переміщення в коливальній системі і отримувати задану кількість разів залежність логарифмічного декременту коливань зразка від максимальних значень амплітуди його циклічних деформацій. У представленій роботі отримали розвиток методи експериментальних досліджень, зокрема у програмній частині установки було реалізовано адаптивний алгоритм згладжування характеристик затухання коливань. Це дозволило значно підвищити точність автоматизованого дослідження дисипативних властивостей широкого кола матеріалів у тому числі з багат шаровими покриттями.

За результатами експериментальних досліджень з визначення впливу товщини покриття на демпфувальну здатність зразків встановлені залежності логарифмічного декременту коливань від амплітуд циклічних деформацій. При цьому вивчався вплив на зазначену характеристику спеціальної обробки поверхні вихідного зразка. Встановлено, що нанесення на зразки зі сплавів ВТ3-1 і ВТ8 мідного покриття загальною товщиною 30 ± 4 мкм забезпечує збільшення логарифмічного декременту коливань у 4 рази в діапазоні амплітуд його деформацій від $2 \cdot 10^{-4}$ до $16 \cdot 10^{-4}$. Показано, що значний ефект на підвищення дисипативних властивостей зразків досягається при нанесенні багат шарових металевих покриттів.

УДК 539.319+534.1:62-253.5

А.П. Зіньковський, О.Л. Деркач, І.Г. Токар, К.В. Савченко

ДОСЛІДЖЕННЯ ВПЛИВУ ЛОКАЛЬНОГО РОЗЛАДУ ЧАСТОТ КОЛИВАНЬ ЛОПАТКОВОГО ВІНЦЯ НА ВІБРОНАПРУЖЕНІСТЬ РОБОЧИХ КОЛІС КОМПРЕСОРА ТА ТУРБІНИ

Результати аналізу причин відмов авіаційних газотурбінних двигунів (АГТД) показують, що більшість дефектів, які виявляються в процесі експлуатації мають вібраційне походження, а їх значна частина відноситься до лопаткових вінців робочих коліс. Тому істотне місце при проектуванні двигунів займає забезпечення вібраційної надійності лопаткових вінців ступеней компресора і турбіни. Вони, як відомо, характеризуються конструктивною циклічною або поворотною симетрією, порушення якої може викликати суттєве зростання вібронапруженості лопаток з подальшим їх руйнуванням. Основними причинами таких пору-

шень є, по-перше, існуючі допуски на виготовлення пера лопаток та їх бандажного і замкового з'єднань і, по-друге, можливі пошкодження пера та порушення ідентичності взаємодії контактних поверхонь з'єднань лопаток в процесі експлуатації.

Метою роботи є встановлення закономірностей локального порушення циклічної симетрії лопаткових вінців робочих коліс сучасних АГТД на напружений стан лопаток бандажного та замкового з'єднань при резонансних режимах їх роботи.

Дослідження проводились з використанням розроблених скінченноелементних моделей вінця компресора зі з'єднанням «ластівчин хвіст» консольних лопаток з диском та турбіни з кільцевим бандажуванням у разі розладу частоти коливань однієї лопатки як найбільш несприятливого варіанту для вібронапруженості вінця з порушеною поворотною симетрією.

Вінець зі з'єднанням «ластівчин хвіст» консольних лопаток з диском. З використанням розроблених скінченноелементних моделей робочих коліс з різною товщиною ободу дисків отримані спектри власних частот коливань та розподіли напружень в міжпазових виступах. Показано, що їх вібронапруженість залежить від гармоніки збудження коливань, а також величини пружної зв'язаності лопаток з диском, що визначається його жорсткістю. Характерною особливістю розподілу резонансних амплітуд коливань є їх локалізація біля лопатки з розладом частоти коливань. Встановлено зони підвищених напружень та визначено вплив на їх величину ширини міжпазових виступів. Розрахункові залежності підтверджують дані експериментальних досліджень, що зона максимальних напружень виникає біля вершини гострого кута міжпазового виступа диска в околі лопатки з розладом частот коливань.

Вінець з кільцевим бандажуванням лопаток. Представлені результати досліджень з визначення закономірностей формування спектрів власних частот і форм коливань бандажованих лопаткових вінців з порушеною циклічною симетрією. Показано, що нерівномірний розподіл зон максимальних еквівалентних напружень в пері лопаток, може призвести до локалізації їх коливань з подальшим руйнуванням окремих лопаток. Встановлено, що рівень локалізації коливань лопаток таких систем може визначатись щільністю частот окремої ділянки частотної функції налаштованого вінця. Ця особливість, враховуючи можливий слабкий модальний зв'язок бандажних полиць, в залежності від розподілу частот лопаток може призвести до зростання рівня амплітуд коливань в таких вінцях.

Результати проведених розрахунково-експериментальних досліджень можуть бути використані для діагностики руйнувань та зниження ризиків виникнення небезпечних рівнів вібронапруженості робочих лопаток АГТД при їх проектуванні та доводці, а також контролі технічного стану в процесі експлуатації.

УДК 534.83

Є.О. Римаренко

ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНІ ДОСЛІДЖЕННЯ ЗВУКОПОГЛИНАЮЧИХ КОНСТРУКЦІЙ, ЩО ЗАСТОСОВУЮТЬСЯ ДЛЯ ЗНИЖЕННЯ АвіАЦІЙНОГО ШУМУ

Показано, що проблема авіаційного шуму, яка впливає на населення поблизу аеропортів не втрачає своєї актуальності і досі. Зазначено, що забруднення довкілля від авіаційного шуму є не менш впливове, ніж забруднення повітря або води. Міжнародна спільнота приділяє значну увагу до вирішення проблеми авіаційного шуму, запроваджуючи вимоги та обмеження рівня шуму літаків, що розробляються або експлуатуються. Серед джерел шуму літака слід виділити одне з головних джерел – це шум, що створюють газотурбінні двигуни. Для зниження рівня шуму двигунів застосовуються різноманітні методи, серед яких варто зазначити застосування звукопоглинаючих конструкцій, що розміщуються в мотогондолах двигуна. Для виконання сучасних міжнародних вимог звукопоглинаючі конструкції мають знижувати рівень шуму в широкому частотному діапазоні. Показано, що для визначення акустичних характеристик звукопоглинаючих конструкцій існує декілька методів: метод стоячої

хвилі, метод передаточної функції, метод ревербераційної камери та метод використання акустичного каналу з потоком. Кожен із зазначених методів можливо використати на етапах розробки звукопоглинаючих конструкцій для газотурбінних двигунів. Показано, що метод стоячої хвилі доцільно застосовувати на початковій стадії досліджень, оскільки він дозволяє визначити найбільш перспективні звукопоглинаючі конструкції для подальших досліджень. В роботі представлено результати досліджень для шести дослідних зразків звукопоглинаючих конструкцій. Серед дослідних зразків слід виділити дві групи конструкцій. В конструкціях першої групи зниження шуму в широкому діапазоні частот досягалося за допомогою ефекту в'язкого тертя як у пористоволокнистих матеріалах. В конструкціях другої групи розширення частотного діапазону поглинання досягалося завдяки розміщенню комірок з різними резонансними частотами. За результатами досліджень показано, що можливо створення звукопоглинаючих конструкцій, які поглинають шум в широкому частотному діапазоні, так один з дослідних зразків має коефіцієнт звукопоглинання більше 0,8 в діапазоні частот від 1600 Гц до 3500 Гц.

УДК 681.586.326:621.316.

Ю.А. Гусев, А.С. Гольцов, С.С. Крыгин

ИЗМЕРЕНИЕ СТАТИЧЕСКИХ ДЕФОРМАЦИЙ ВЫСОКОНАГРЕТЫХ ЭЛЕМЕНТОВ ГТД С ПОМОЩЬЮ МАЛОРАЗМЕРНЫХ ТЕНЗОРЕЗИСТОРОВ

Развитие газотурбинных двигателей (ГТД) различного назначения неразрывно связано с повышением их основных характеристик. При этом возрастают параметры рабочего тела, в частности, температура газового потока и интенсивность нагрузок на конструктивные элементы при возрастающей частоте вращения роторов. Прочностная надежность высоконагретых элементов ГТД является фактором, определяющим ресурс двигателя в целом. Наиболее часто встречающиеся случаи повреждения элементов ГТД обусловлены статическими напряжениями и, в основном, относятся к лопаточному аппарату, корпусам компрессоров и газовых турбин, камерам сгорания и элементам роторов, работающих в диапазоне температур 200–750 °С. Погрешности измерения статических деформаций деталей, как правило, связаны с недостаточной компенсацией температурного приращения сопротивления чувствительным элементом (ЧЭ) тензометра и с возникновением токов шунтирования между ЧЭ и телом детали через изолятор-связующее. Изменение электросопротивления ЧЭ тензометра воспринимается измерительной системой как мнимая деформация. Погрешность измерения от шунтирования значительно возрастает с ростом температуры исследуемой детали, так как при этом значительно уменьшается удельное электросопротивление изолятора-связующего.

В работе рассмотрен тензометрический датчик с двумя чувствительными элементами. Нижний ЧЭ тензометрического датчика расположен в изоляторе-связующем в непосредственной близости от тела детали и воспринимает ее основную деформацию. Верхний ЧЭ расположен над нижним. Главные оси элементов повернуты относительно друг друга на 90°С и играет роль температурно-компенсирующего элемента и одновременно регистрирует поперечную деформацию детали.

Представлена электрическая модель распределения потенциалов в тензометрическом датчике. Для определения величины токов шунтирования было применено правило Кирхгофа к линейной электрической цепи, и записаны конечно-разностные дифференциальные уравнения для суммы токов во всех узлах электрической модели. Конечно-разностные дифференциальные уравнения преобразованы в матричное, решение которого позволяет получить токи утечки во всех узлах электрической модели тензометра. Получены суммарные токи утечки в нижнем и верхнем ЧЭ тензометра для различных случаев, а также относительные погрешности измерения деформации, обусловленные шунтированием.

МОДЕЛЮВАННЯ ПОВЗУЧОСТІ МОНОКРИСТАЛІЧНОГО СПЛАВУ ТА ВИЗНАЧЕННЯ ЙОГО СЕРЕДНІХ ХАРАКТЕРИСТИК

Предметом вивчення даної статті є явище руйнування матеріалу при повзучості, як одного із найбільш небезпечних та пошкоджуючих впливів на лопатки турбін в умовах їх експлуатації. Розглядаючи питання міцності лопаток турбін авіаційних двигунів та енергетичних установ, слід звернути особливу увагу на те, що механізм розвитку тріщин у процесі повзучості більшою мірою обумовлений особливостями кристалічних структур лопаток і властивостями цих структур.

На сучасному етапі розвитку світових технологій, лопатки турбін виготовляються методом монокристалічного лиття та методом спрямованої кристалізації. Цим типам кристалічних структур притаманна анізотропія їх властивостей. Причиною анізотропності кристалів є те, що при впорядкованому розташуванні атомів, молекул або іонів взаємодії між ними та міжатомними відстанями (а також деякі не пов'язані з ними прямими відношеннями, наприклад, поляризуємість або електропровідність) виявляються неоднаковими за різними напрямками.

У статті особливу увагу приділено розгляду моделі повзучості анізотропного сплаву з монокристалічною структурою. Природним способом визначення параметрів матеріалу теоретичної моделі матеріалу є проведення необхідної кількості базових експериментів. Чисельне моделювання з використанням відомих властивостей повзучості монокристалів є альтернативною можливістю визначення параметрів матеріалу. Описаний у цій статті алгоритм дозволяє визначити всі середні властивості повзучості монокристалу. Параметри описаних співвідношень можна отримати або в результаті прямих експериментів, або на основі мікромеханічного аналізу, як у випадку композиційних матеріалів. У статті розглянуто приклад отримання деяких характеристик монокристалічного сплаву ЖС-32 в результаті апроксимації його кривих повзучості, отриманих експериментально. Беручи за основу закон Нортон-Бейлі та з використанням сучасного розрахункового комплексу Maple Release 2021.0, визначено мінімальну швидкість деформації повзучості та константи повзучості, а також побудовано графік залежності швидкості деформації повзучості від рівня навантаження матеріалу.

DETERMINATION OF GAS TURBINE BLADE VIBRATION CHARACTERISTICS TAKING INTO ACCOUNT THE INFLUENCE OF BOUNDARY CONDITIONS (ВИЗНАЧЕННЯ ВІБРАЦІЙНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЛОПАТКИ ГАЗОВОЇ ТУРБІНИ З УРАХУВАННЯМ ВПЛИВУ ГРАНИЧНИХ УМОВ)

At the same time, the accuracy of the calculated data (obtained by the FEM) directly depends on the compliance of the geometry of the investigated blade with the used calculation model, and significantly reduces it in the event of a discrepancy. As a result, to ensure the accuracy of the calculation, a geometric model is required, created by 3D scanning the dimensions of a real blade, which increases the complexity of developing a three-dimensional model.

The aim of this work is to determine the influence of the boundary conditions for fixing the model of a gas turbine rotor blade to determine its vibration characteristics using a geometric solid-state parametric model created on the basis of 3D scanning of a real blade.

A description of the stand based on a digital speckle interferometer with a diffuse reference wave and separated branches is given, which allows determining the natural frequencies and vibration modes of objects in real time. In the frequency range 100...4000 Hz, an experimental study of the vibration characteristics of a turbine rotor blade of a gas turbine engine was carried out, with rigid fastening of the blade fir tree part, which was achieved by fixing the blade in the lock and then fixing it in the clamping device. In the frequency range from 100 to 4000 Hz, 9 blade vibration modes were identified. The object of the study is the turbine rotor blade of a gas turbine engine with a height along the trailing edge of 288 mm and a chord in the middle section of 88.5 mm. A solid-state geometric model of a rotor blade based on a faceted body obtained by 3D scanning has been created. With regard to the frequency range 100...4000 Hz, using the ANSYS Workbench software package, a series of calculations of the resonant frequencies of the blade by the finite element method was carried out. A number of vibration modes have been obtained, and the data obtained by experiment and calculation have been compared.

The analysis of the spectrum of the natural vibration frequencies of the blade showed that the root-mean-square value of the deviations between the results obtained is 5.5% for the same modes. To verify the software calculation, the values of the resonance frequencies were recalculated using a three-dimensional model of the blade fixed in the lock. In order to determine the influence of the boundary conditions for fixing a gas turbine blade on its vibration characteristics, a series of calculations of the resonance frequencies and vibration modes of the blade model with cutting off a part of the blade at different heights was carried out. It is shown that cutting off the fir tree part of the blade root when modeling the boundary conditions of fixing makes it possible to simplify the calculation process by simplifying the geometry of the three-dimensional model of the blade under study, with a minimum loss of calculation accuracy.

В даний час розрахунок вібраційних характеристик лопаток турбін в основному проводиться чисельно, використовуючи тривимірні моделі, за допомогою методу кінцевих елементів (МКЕ). У той самий час точність розрахункових даних (отриманих методом МКЕ) залежить від відповідності геометрії досліджуваної лопатки використовуваної розрахункової моделі і значно знижує їх у разі розбіжності. В результаті для забезпечення точності розрахунку потрібна геометрична модель, створена шляхом 3D-сканування розмірів реальної лопатки, що збільшує складність розробки тривимірної моделі.

Метою даної роботи є визначення впливу граничних умов закріплення моделі робочої лопатки газової турбіни для визначення її вібраційних характеристик, використовуючи геометричну твердотільну параметричну модель, створену на основі 3D сканування реальної лопатки.

Дано опис стенду на основі цифрового спекл-інтерферометра з дифузною опорною хвилею і розділеними гілками, що дозволяє визначати власні частоти та форми коливань об'єктів у реальному часі. У діапазоні частот 100...4000 Гц проведено експериментальне дослідження вібраційних характеристик робочої лопатки турбіни газотурбінного двигуна, при жорсткому закріпленні замкової частини лопатки, яке досягалися шляхом закріплення лопатки в замку і наступної фіксації його в затискному пристрої. Як об'єкт дослідження розглянуто робочу лопатку турбіни газотурбінного двигуна з висотою по вихідній кромці 288 мм і хордою в середньому перерізі 88,5 мм. Створено твердотілу геометричну модель робочої лопатки на основі фасетного тіла, отриманого 3D скануванням. Для діапазону частот 100...4000 Гц за допомогою програмного комплексу ANSYS Workbench, проведено серію розрахунків резонансних частот лопатки методом кінцевих елементів. Отримано ряд форм коливань, проведено зіставлення даних, отриманих експериментальним і розрахунковим шляхом.

Аналіз спектру частот власних коливань лопатки показав, що середньоквадратичне значення відхилень між отриманими результатами становить 5,5% для тих самих мод. Для верифікації програмного розрахунку проведено перерахунок значень резонансних частот, використовуючи тривимірну модель лопатки, закріплену в замку. З метою визначення впливу граничних умов закріплення лопатки газової турбіни на її вібраційні характеристики, про-

ведено серію розрахунків резонансних частот та форм коливань моделі лопатки з відсіканням частини лопатки по різній висоті. Показано, що зі збільшенням відсіченої частини лопатки значення відносної похибки зростає.

УДК 621.822.5.032:532.517.4

В.И. Назин

ПОВЕДЕНИЕ РОТОРА НА ГИДРОСТАТИЧЕСКИХ ПОДШИПНИКАХ В РЕЖИМАХ ПУСКА И ОСТАНОВА

Проектирование надежных опор роторов современных быстроходных машин связано с решением ряда сложных задач как теоретического, так и экспериментального характера. Экспериментальные исследования играют большую роль в системе научных исследований и позволяют совершенствовать и уточнять математические модели и применяемые численные методы для их реализации. Экспериментальные исследования обычно носят выборочный характер и поэтому требуют тщательной подготовки. Поставлена задача исследовать характеристики гидростатического подшипника на режимах пуска и торможения. Разработана программа экспериментальных исследований поведения вала на гидростатических подшипниках для наиболее сложных условий работы. Приведены достоинства гидростатических подшипников в сравнении с другими типами подшипников скольжения, а также в сравнении с подшипниками качения. Показана эффективность гидростатических подшипников, в сравнении с другими типами подшипников, для современных быстроходных машин, в которых наблюдается рост виброперегрузок и виброперемещений. Гидростатические подшипники зарекомендовали себя на всех режимах работы, в том числе и на переходных. Приведено описание экспериментальной установки по исследованию переходных режимов работы вала на гидростатических подшипниках. Исследования переходных режимов работы вала на гидростатических подшипниках проводились при различных значениях давления питания рабочей жидкости, остаточной неуравновешенности, а также различных значениях диаметра гидростатического подшипника. Для выявления характера движения ротора на гидростатических подшипниках представлены также значения амплитуд колебаний при стационарном (установившемся) движении ротора. Показано, что сопоставление амплитуд колебаний ротора на гидростатических подшипниках диаметром 0,06 м для случаев нестационарного и стационарного режимов его работы при разгоне амплитуды колебаний во всём диапазоне частот вращения несколько ниже (примерно на 15-20%), чем в случае стационарного режима работы ротора. При замедлении ротора амплитуды колебаний ротора при больших частотах вращения несколько больше (примерно на 7-9%), а при малых частотах вращения меньше на 8-10%, чем в случае стационарного режима работы ротора. Малое влияние нестационарного характера движения ротора на динамические характеристики, может быть объяснено его большой массой.

УДК 629.7.036.3

И.И Петухов, А.В. Ковалев, А.Ю. Лисица

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ТЕПЛОПЕРЕНОСА В КАМЕРЕ ПОДШИПНИКА ГТД

Многофазный поток в камере подшипника ГТД является неизбежным результатом способа герметизации масляной полости путем наддува воздухом соответствующих уплотнений. По сравнению с однофазным он характеризуется значительно большим влиянием.

ющих факторов и возможностью реализации существенно различных режимов течения. Универсальной модели, позволяющей описывать все возможные режимы, не существует.

Наиболее точно процессы в многофазном потоке неизменной структуры описывает гетерогенная модель Эйлера, учитывающая неравновесность соприкасающихся фаз. В то же время это самая затратная по вычислительным ресурсам модель многофазной среды, так как уравнения неразрывности, импульса и энергии записываются для каждой фазы.

В гомогенной модели Эйлера уравнения сохранения записываются для смеси в целом и их число значительно меньше. Кроме того, упрощается процедура формулировки граничных условий для жидкой фазы. Однако реальные эффекты межфазного взаимодействия, связанные с размерами дисперсных частиц и условиями их осаждения на стенку, эта модель не учитывает. Кроме того, и в этом случае время расчета одного режима чрезвычайно велико, а результаты расчета нуждаются в выборочном экспериментальном подтверждении. Поэтому использовать исключительно такой подход для инженерных задач, а также при обобщении опытных данных в широком диапазоне режимных параметров проблематично.

Наиболее важным для инженерной практики результатом моделирования потока в камере подшипника (КП) является определение коэффициента теплоотдачи к внутренней стенке. Для однофазного потока в подобных случаях широко используются уравнения подобия с критериями Рейнольдса и Прандтля в качестве аргументов. Для неравновесных газожидкостных потоков с переменной структурой, реализующихся в КП, даже вполне корректное применение классических приемов теории подобия не может дать достоверное и универсальное критериальное уравнение.

Предпочтительным для инженерной практики представляется подход, когда термодинамические процессы в КП описываются на базе апробированных уравнений механики гетерогенных сред с переходом к двумерной задаче за счет осреднения параметров фаз вдоль оси. Такое осреднение обосновано тем, что основным переносчиком теплоты из ядра к внутренней стенке КП является радиальный поток капель.

Ввиду малой объемной доли капель для моделирования двухфазного потока в ядре КП используется подход Лагранжа. Параметры капель вдоль траектории рассчитываются с учетом межфазного взаимодействия с воздухом, поле скорости которого определяется с учетом геометрии КП, расхода через уплотнения и частоты вращения вала. В этом случае можно учесть не только полидисперсность капель, но также эффекты отражения первичных капель, образование и движение вторичных капель при формировании пристеночной масляной пленки, термическое сопротивление которой напрямую влияет на величину внутреннего коэффициента теплоотдачи.

УДК 629.7.036.3

И.И. Петухов, А.В. Ковалев, Т.П. Михайленко

ВЛИЯНИЕ РЕЖИМНЫХ ПАРАМЕТРОВ НА ТЕПЛОПЕРЕДАЧУ В КАМЕРЕ ПОДШИПНИКА ГТД

Тепловой поток через стенки камеры подшипника ГТД в совокупности с режимными параметрами определяет температурное состояние масла и опоры. Важнейшей характеристикой процесса теплопереноса является коэффициент теплоотдачи к внутренней стенке камеры. Сложность его определения связана не только с широким диапазоном изменения состава многофазного потока в камере подшипника (КП), но также с изменением режима течения, обусловленным вращением и сепарацией потока. Причем проблемными являются как вопросы математического моделирования, так и обобщения экспериментальных данных.

Использование неравновесных моделей воздушно-масляного потока затруднено необходимостью не только значительных вычислительных ресурсов, но также достоверного описания смены режимов течения и начальных параметров капель при различных способах по-

дачи масла. В гомогенных моделях эти проблемы в определенной мере нивелируются, но реальные эффекты межфазного взаимодействия, связанные с размерами капель и условиями их осаждения на стенку, не учитываются. Кроме того, и в этом случае время расчета одного режима достаточно велико и использовать исключительно такой подход для инженерных задач, когда результаты нужны в широком диапазоне режимных параметров, проблематично.

Для однофазного потока при обобщении данных по коэффициенту теплоотдачи широко используются уравнения подобия. Известна попытка применения такого подхода и для двухфазного потока в КП. Число Нуссельта было выражено как функция трех критериев Рейнольдса, разделяющих влияние частоты вращения вала, расходов масла и воздуха. Однако вид указанных критериев не следует из анализа уравнений, описывающих физические процессы в воздушно-масляном потоке. Они только формально представляют в безразмерной форме режимные факторы, реально влияющие на коэффициент теплоотдачи. Поэтому возможность использования предложенной корреляции для другой геометрии КП и иных условий подачи масла требует соответствующей верификации.

Предпочтительным для инженерной практики представляется подход, когда термогидравлические процессы в КП описываются на базе апробированных уравнений механики гетерогенных сред с переходом к двумерной задаче в постановке Лагранжа. Это обосновано тем, что основным фактором, определяющим перенос теплоты из ядра к внутренней стенке КП является радиальный поток капель, а термическое сопротивление масляной пленки напрямую влияет на величину внутреннего коэффициента теплоотдачи.

Такой подход позволяет учесть не только влияние геометрических и режимных факторов на процессы теплопереноса, но и идентифицировать модель по начальным параметрам капель в зависимости от способа подачи масла в КП. Представленные результаты расчетов подтверждают такую возможность, а удовлетворительное согласование с опубликованными экспериментальными данными свидетельствует в пользу правомерности предложенной модели. Рассмотрена возможность улучшения согласования с экспериментальными данными за счет физически обоснованного учета влияния режимных параметров на диаметры капель.

ПОРШНЕВІ ДВИГУНИ ВНУТРІШНЬОГО ЗГОРЯННЯ

УДК 621.43

Т.М. Колеснікова, О.С. Лиходій

КОНЦЕПТУАЛЬНІ НАПРЯМКИ СТВОРЕННЯ ПЕРСПЕКТИВНИХ ДВИГУНІВ НЕТРАДИЦІЙНИХ КОНСТРУКЦІЙ ДЛЯ ВІЙСЬКОВОЇ ТЕХНІКИ

Розглянуто один із актуальних напрямів підвищення паливної економічності, маневреності, запасу ходу та багатопаливності бойової техніки. Існуючі на сьогодні двигуни внутрішнього згоряння (ДВЗ) мають у своєму розпорядженні достатні технічні рішення, що забезпечують високі паливно-економічні та екологічні показники робочого процесу двигуна. Поряд із цим такі двигуни вимагають вирішення наступних завдань: покращення масогабаритних показників, зниження вартості та спрощення конструкції, підвищення надійності тощо. До основних завдань транспортних засобів відноситься також зниження рівня вібрації та шуму двигуна. Це завдання особливо актуальне для двигунів, які встановлюють на бойовій техніці. З аналізу вимог, яким повинна відповідати сучасна бойова техніка, можна зробити висновок, що двигун для військової техніки повинен бути економічним, габаритним, мати змінну ступінь стиску, бути багатопаливним і якнайменше мати вібрацію та шум. Усім цим вимогам відповідає безшатунний двигун з кривошипно-кулісним силовим механізмом.

Використання безшатунного силового механізму замість традиційного кривошипно-шатунного механізму (КШМ) дозволяє, у порівнянні з КШМ, на 6 - 10% підвищити механічний ККД, збільшити моторесурс циліндро-поршневої групи і забезпечити повну зрівноваженість сил інерції. Повна зрівноваженість пропонованого двигуна забезпечує низький рівень вібрацій та шуму силової установки будь-якого призначення. Такі двигуни сьогодні були дуже затребувані для безпілотних літальних апаратів, де відсутність вібрацій відіграє важливу роль для нормальної роботи чутливої апаратури.

Пропоновані в даному проекті нові технічні рішення комплексно вирішують завдання створення нового безшатунного двигуна для військової техніки, за рахунок застосування змінного ступеня стиску і нової організації робочого процесу і використання ККМ.

УДК 621.43

О. О. Осетров, С.С. Кравченко, Б.С. Чучуменко

ОБГРУНТУВАННЯ ПАРАМЕТРІВ ПОСЛІДОВНОЇ ГІБРИДНОЇ СИЛОВОЇ УСТАНОВКИ ЛЕГКОВОГО АВТОМОБІЛЯ

Використання гібридних силових установок на автомобільному транспорті дозволяє суттєво покращити динаміку руху і комфортність керування автомобілем, знизити його експлуатаційну витрату палива і викиди шкідливих речовин з відпрацьованими газами. У зв'язку з великою кількістю вживаних автомобілів з двигунами внутрішнього згоряння (ДВЗ) в Україні інтерес представляє їх конвертація на гібридний силовий привід. Проте аналіз літератури виявив вкрай обмежену інформацію щодо робіт в цьому напрямку. В роботі запропоновано методіку вибору параметрів елементів послідовного гібридного силового приводу на базі вживаного автомобіля Chevrolet Lacetti. Методика заснована на використанні математичних моделей робочого процесу двигуна внутрішнього згоряння, динаміки розгону автомобіля, визначення параметрів послідовної гібридної силової установки на режимах європейського випробувального циклу NEDC. З використанням розроблених математичних моделей

визначено номінальну потужність тягового електричного двигуна 86 кВт, номінальну та максимальну частоти обертання його вала, відповідно 1860 і 7000 хв-1. Показано, що автомобіль розганятиметься до 100 км/год за 11,4 с, що цілком задовольняє умовам комфортного руху в міських умовах. У складі гібридної енергоустановки двигун внутрішнього згорання працює на одному режимі. В роботі обґрунтовано вибір режиму роботи двигуна внутрішнього згорання, де він має найкращу паливну економічність. При цьому його потужність складає 34 кВт, а частота обертання колінчастого вала - 2200 хв-1. Відповідно потужність генератора струму складатиме 30 кВт при частоті обертання валу 2200 хв-1. В роботі проаналізовано вплив ємності акумуляторної батареї, наявності рекуперації енергії гальмування, робочого діапазону зміни ємності акумуляторної на середню експлуатаційну витрату палива ДВЗ. Показано, що збільшення ємності акумуляторної батареї, наявність рекуперації, розширення робочого діапазону зміни ємності акумуляторної батареї призводять до покращення експлуатаційної паливної економічності двигуна внутрішнього згорання. За результатами розрахункових досліджень обрано максимальну ємність акумуляторної батареї 1,3 кВт·год, робочий діапазон зміни ємності – 0,8 кВт·год. Використання елементів з такими параметрами дозволить забезпечити середню експлуатаційну витрату палива ДВЗ 6,5 л/100км, а за наявності рекуперації енергії гальмування – 6 л/100 км.

УДК 621.43

А.А. Лісовал

ВИКОРИСТАННЯ БІОГАЗУ ЯК СИРОВИНИ І МОТОРНОГО ПАЛИВА В ЕНЕРГЕТИЦІ І НА ТРАНСПОРТІ

В статті на підставі світових тенденцій, законодавчих стимулів для кліматично безпечного розвитку галузей економіки обґрунтовано місце біогазу як сировини і моторного палива в декарбонізації енергетики і транспорту України. Для зменшення викидів парникових газів більшість країн здійснюють перехід від викопних видів палива до відновлювальних джерел енергії. В країнах ЄС до енергії з відновлювальних джерел з «зеленим» маркуванням (GreenDeal) прирівняли енергію отриману від спалювання природного газу. В Україні законодавчо біометан закріплено як альтернативне газове паливо аналогічне природному газу. Сировиною для біометану є біогаз. Біометан в Україні не виробляють у промислових масштабах через відсутність спеціальних технологій очистки і збагачення на біогазових станціях. В Україні необхідно почати виробляти біометан у промислових об'ємах і задіяти інфраструктуру природного газу для транспортування біометану. Існуюча кількість і якість очисних технологій на біогазових станціях дозволяють використовувати біогаз як самостійне паливо в когенераційних установках у безпосередній близькості від біогазових станцій. Розрахунок теплового балансу приводного газового двигуна 8Ч10/8,8 показав, що крім генерації 30 кВт електричної енергії можна отримати додатково до 162 МДж теплової енергії без залучення відбору теплоти від системи мащення. При генерації лише електричної енергії к.к.д. установки за номінального режиму становить близько 30 %, а при когенерації – збільшується до 75 %. Наступний крок – це використання біогазу як добавки до природного газу в поршневих ДВЗ на автомобілях, автобусах та спеціальній сільськогосподарській техніці місцевого або регіонального рівня. Результати досліджень газового ДВЗ 8Ч10/8,8 забезпечили перехід від кількісного до якісного регулювання паливної суміші природного газу з добавками біогазу. Для сумішевого палива розроблено алгоритм взаємозалежного регулювання. Із зростанням навантаження частка біогазу зменшується, суміш збагачується природним газом. При навантаженні 75 % і більше збагачення паливної суміші відбувається інтенсивніше.

ГАЗОВІ ДВИГУНИ ВНУТРІШНЬОГО ЗГОРЯННЯ В СИСТЕМАХ ПІДВИЩЕННЯ ЕФЕКТИВНОСТІ ПАЛИВНИХ ЕЛЕМЕНТІВ ОБ'ЄКТІВ ВЕЛИКОЇ ЕНЕРГЕТИКИ

В запропонованій статті аналізується потенціальна можливість підвищення ефективності енергетичного комплексу з газовою турбіною та твердооксидними високотемпературними паливними елементами, до структури якого інтегровано допоміжний поршневий газовий двигун внутрішнього згоряння. Природний газ (метан) використовується як енергетичний носій. Предметом дослідження є показники робочого процесу допоміжного двигуна при його роботі на сумішевому газовому паливі (монооксид вуглецю - метан) змінного складу. Дослідження проведені розрахунково-аналітичним методом з використанням спрощеної методики розрахунку робочого циклу поршневого двигуна. Розглядається рішення декількох проблем: утилізація викидів оксиду вуглецю на виході з паливних елементів під час їх прогрівання; забезпечення додаткового джерела електричної енергії для живлення пристроїв конверсії метану та додаткового джерела теплоти для його паро-плазмової конверсії; утилізація оксиду вуглецю та залишків неповної конверсії метану. Розрахункові дослідження показників робочого процесу допоміжного газового двигуна потужністю 100 кВт на сумішевому паливі змінного складу (оксид вуглецю - метан) показують його стабільну роботу при відповідній корекції системи регулювання паливоподачі. Величина ефективного коефіцієнту корисної дії у всьому діапазоні змін складу газової суміші мало змінюється (від 0,369 до 0,380). Його зростання спостерігається зі збільшенням частки метану в сумішевому паливі. Середній ефективний тиск циклу практично не змінюється, а максимальний тиск циклу при роботі двигуна у всьому діапазоні змін у складі суміші становить на рівні 8,0 МПа. Спостерігається невелика зміна максимальної температури зі збільшенням частки метану в паливній суміші - (від 2117 К до 2048 К). Дослідження засвідчили про ефективність запропонованого способу покращення екологічних та економічних характеристик енергетичного комплексу з паливними елементами, шляхом включення в його структуру допоміжного газового двигуна з мінімально витратною адаптацією для роботи на сумішевому паливі змінного складу.

АНАЛІЗ ІСНУЮЧИХ СИСТЕМ НАДДУВУ ТА ПЕРСПЕКТИВИ ЗАСТОСУВАННЯ ЕЛЕКТРИЧНОГО ПРИВОДУ У АГРЕГАТАХ НАДДУВУ

В роботі проведено аналіз сучасних рішень по підвищенню потужності двигунів за рахунок удосконалення системи повітряпостачання. Розглянуті одноступеневі та багатоступеневі схеми наддуву з газовим, механічним та комбінованим зв'язком у декількох варіаціях, виявленні їх позитивні та негативні сторони для сучасного машинобудування. Найпростішою та найпоширенішою є схема з газовим зв'язком між поршневою частиною і ТКР, але у випадку для двотактних дизельних двигунів треба зважати на особливості робочого процесу, де на малих обертах енергії вихлопних газів недостатньо для приведення в дію турбокомпресора. Другим варіантом є схеми з механічним зв'язком, де вали турбіни та компресора поєднані з валом двигуна за допомогою механічної передачі. Також можлива схема, при якій компресор і турбіна можуть бути окремо з'єднані з колінчастим валом дизеля. Таке рішення забезпечує синхронну роботу компресора і поршневого двигуна на усіх режимах, сприяє

кращому газообміну, покращує показники на перехідних режимах та пускові властивості. Одним з вдалих рішень для двотактних дизелів є розробка комбінованих систем наддуву з проміжним охолоджувачем повітря, які вже вважаються багатоступеневими системами. Розділяються вони загалом на дві схеми, в одній схемі привідний компресор - ступінь високого тиску, а ТКР - низького тиску, друга схема навпаки. Для двотактних дизелів набув чинності та став більш відомим саме перший варіант.

За останні 7 років підхід до вдосконалення системи наддуву набув деяких змін, одні з трендів є ElectricBoostingSystems та впровадження цих систем для громадських автомобілів. Одними з перших були компанії Audi, Daimler, LandRover, які почали оснащувати свої автомобілі електронадувом. На даний час амбасадорами цієї теми можна вважати такі великі компанії як BorgWarner та Garrett. Так, наприклад, підрозділ AMG спільно з фірмою Garrett розробили та презентували серійний електротурбонадув. Проблема використання електричного приводу в системах наддуву набуває більшого розголосу в останній час, та вже є змога зробити висновок щодо наяви великого потенціалу та можливості використання подібних розробок для вітчизняних двотактних дизельних двигунів.

УДК 621.436

А.О. Прохоренко, С.С. Кравченко, Є.І. Солодкий, М.С. Шелестов

ВПЛИВ ДВОСТАДІЙНОГО ЗГОРЯННЯ ПАЛИВА В ЦИЛІНДРІ ДИЗЕЛЯ НА ЙОГО ІНДИКАТОРНІ ПОКАЗНИКИ

Застосування двоступінчатого впорскування палива в циліндр дизеля є ефективним засобом зниження шуму його роботи та зменшення викидів оксидів азоту з відпрацьованими газами. В даній роботі проведено розрахунково-експериментальне дослідження за основу якого взято метод, при якому частина експериментальної індикаторної замінюється на результати її чисельного синтезу, виконаного за допомогою математичного моделювання процесів у циліндрі двигуна. Дослідження проведені на дослідному одноциліндровому двигуні Ч8,8/8,2, обладнаного акумуляторною системою паливоподачі високого тиску. Розроблена та ідентифікована математична модель робочих процесів в циліндрі дослідного двигуна. При дослідженні впливу двостадійного згоряння на індикаторний процес двигуна змінювалися параметри, що визначають закон згоряння палива, тобто кути початку впорскування основної та пілотної порції палива.

Показано, що значення індикаторного ККД циклу, майже не залежить від введення та випередження за кутом повороту колінчастого валу моменту попереднього згоряння при незмінному моменті запалювання основної порції палива. Проте зменшення кута початку впорскування пілотної порції палива призводить до зростання максимального тиску циклу p_z та максимальної швидкості наростання тиску, як наслідок підвищення шуму роботи двигуна.

Доведено, що існує можливість завести за ВМТ початок займання основної порції палива без значного зменшення середнього індикаторного тиску та з зменшенням значень p_z і $dp/d\phi_{max}$ при створенні попереднього згоряння палива за 20 гр. п.к.в. до основного. Рациональний кут випередження впорскування пілотної порції палива становить 10...12 град. п.к.в. до впорскування основної порції. Отримані результати показують, що запропонований захід – запровадження попереднього згоряння 10...25 % циклової подачі – дозволяє зменшити рівень шуму роботи двигуна при збереженні рівня середнього індикаторного тиску та зменшення максимального тиску циклу.

УДК 621.431.

Є.В. Білоусов, А.П. Марченко, М.Є. Рибальченко, В.П. Савчук, Г.Я. Тулученко

ОЦІНКА ТЕХНІЧНОГО СТАНУ ДВИГУНІВ ЗА ПАРАМЕТРАМИ РОБОЧОГО ПРОЦЕСУ НА РЕЖИМАХ ЧАСТКОВИХ НАВАНТАЖЕНЬ

Оцінка технічного стану суднових двигунів внутрішнього згоряння за параметрами та характером перебігу робочого процесу – поширена практика при їх експлуатації. Зняття та аналіз індикаторних діаграм є обов'язковою процедурою, передбаченою правилами технічної експлуатації для основної номенклатури суднових двигунів великої та середньої розмірності. Для такої оцінки створено цілий арсенал засобів індиціювання, від класичних механічних систем до електронних засобів періодичної або неперервної дії. Стрімкий розвиток електронних систем контролю та зміни в підходах до логістичних операцій на морському транспорті наклали низку обмежень, які дещо звужують можливості використання зазначених методів. Більшість суден, які складають зараз основу світового торгового флоту, побудовані 10...15 років тому. Інформація про результати індиціювання двигунів таких суден під час стендових випробувань подається у вигляді растрових зображень. Це ускладнює процес їх використання як еталонних, необхідних для порівняння з фактичними діаграмами, отриманими в процесі експлуатації за допомогою електронних систем контролю, які за останні кілька років прийшли на зміну механічним індикаторам. Крім того, тенденції до зниження швидкостей ходу суден ускладнюють, а найчастіше і унеможливають індиціювання двигунів на специфічних режимах експлуатації. В результаті, ефективність використання індикаторних діаграм для оцінки поточного технічного стану різко знижується. У зв'язку з цим виникає об'єктивна потреба щодо співставлення різних методів отримання та зберігання інформації про результати індиціювання між собою та приведення цієї інформації до єдиного методу подання, зручного для обробки та аналізу. Крім того, існує необхідність розробки методів отримання еталонних діаграм для неспецифічних режимів на основі обробки результатів прийнятно-здавальних стендових випробувань конкретного двигуна для оцінки його технічного стану за результатами індиціювання на режимах часткового навантаження. Зіставленню різних методів представлення інформації та отримання еталонних індикаторних діаграм для неспецифічних режимів роботи двигунів присвячено це дослідження.

УДК 621.431

Є.В. Білоусов, А.П. Марченко, М.Є. Рибальченко, В.П. Савчук, Г.Я. Тулученко

РОЗРОБКА МЕТОДІВ ОЦІНКИ ТЕХНІЧНОГО СТАНУ ДВИГУНІВ ЗА РЕЗУЛЬТАТАМИ ІНДИЦІЮВАННЯ РОБОЧОГО ПРОЦЕСУ НА РЕЖИМАХ ВІДМІННИХ ВІД НОМІНАЛЬНИХ

Оцінка технічного стану суднових двигунів внутрішнього згоряння за параметрами та характером перебігу робочого процесу – поширена практика при їх експлуатації. Зняття та аналіз індикаторних діаграм є обов'язковою процедурою, передбаченою правилами технічної експлуатації для основної номенклатури суднових двигунів великої та середньої розмірності. Для такої оцінки створено цілий арсенал засобів індиціювання, від класичних механічних систем до електронних засобів періодичної або неперервної дії. Стрімкий розвиток електронних систем контролю та зміни в підходах до логістичних операцій на морському транспорті наклали низку обмежень, які дещо звужують можливості використання зазначених методів. Більшість суден, які складають зараз основу світового торгового флоту, побудовані 10...15 років тому. Інформація про результати індиціювання двигунів таких суден під час стендових

випробувань подається у вигляді растрових зображень. Це ускладнює процес їх використання як еталонних, необхідних для порівняння з фактичними діаграмами, отриманими в процесі експлуатації за допомогою електронних систем контролю, які за останні кілька років прийшли на зміну механічним індикаторам. Крім того, тенденції до зниження швидкостей ходу суден ускладнюють, а найчастіше і унеможливають індиціювання двигунів на специфікаційних режимах експлуатації. В результаті, ефективність використання індикаторних діаграм для оцінки поточного технічного стану різко знижується. У зв'язку з цим виникає об'єктивна потреба щодо співставлення різних методів отримання та зберігання інформації про результати індиціювання між собою та приведення цієї інформації до єдиного методу подання, зручного для обробки та аналізу. Крім того, існує необхідність розробки методів отримання еталонних діаграм для неспецифічних режимів на основі обробки результатів прийнятно-здавальних стендових випробувань конкретного двигуна для оцінки його технічного стану за результатами індиціювання на режимах часткового навантаження. Зіставленню різних методів представлення інформації та отримання еталонних індикаторних діаграм для неспецифічних режимів роботи двигунів присвячено це дослідження

УДК 621.43

А.Г. Лал, М.С. Шелестов

ОСОБЛИВОСТІ РОЗПОДІЛУ ПАЛИВА В ОБ'ЄМІ КАМЕРИ ЗГОРЯННЯ ДВОТАКТНОГО ДИЗЕЛЯ ІЗ ЗУСТРІЧНИМ РУХОМ ПОРШНІВ

В роботі проведено аналіз шляхів організації сумішоутворення у двотактному дизелі із зустрічним рухом поршнів. Розглянуті такі питання, як теплообмін зі стінками, розпилювання та випаровування палива, розподіл паливного струмені та парів палива в об'ємі камери згоряння. Зазначено, що значний вплив на процеси в циліндрі двотактного дизеля має тангенціальний вихор, котрий досягається завдяки спеціальному профілюванню вікон. Рух повітряного заряду є важливим та критичним фактором при сумішоутворенні, інтенсивність вихору оцінюється вихровим числом, яке є відношенням числа обертів вихору до числа обертів двигуна.

При цьому важливо розуміти фізико-хімічні процеси у циліндрі двигуна. У процесі об'ємного сумішоутворення базовими питаннями є розпилення палива та рівномірний розподіл в об'ємі повітря. Розпилення палива має такі критерії як ступінь дисперсності та рівномірність розпаленого палива. Ступінь дисперсності оцінюється середнім діаметром крапель у розпиленому паливі. А рівномірність розпилювання в об'ємі камери згоряння залежить від форми паливного струменя, далекобійності струменя, завихрення повітря, типу камери згоряння. Наявність далекобійних струй обов'язково повинна супроводжуватись необхідною інтенсивністю руху повітряного заряду вздовж стінки. В іншому випадку в умовах гарячої стінки, що характерна для вітчизняного 6ЧН12/2х12, потрапляння палива на стінки або навіть високий вміст парів палива поблизу стінок може призводити до утворення сажі без тепловиділення, в місцях контакту струменів із перегрітою стінкою виявляються значні тверді відкладення сажі, причому ці відкладення мають характер коксу, отриманого в результаті крекування палива. Зазначений недолік не може бути усунений тільки зміною температури стінки, якщо не усувається одночасно головна його причина, а саме місцева нестача повітря (наприклад у центральній частині днища поршня). Розробка заходів запобігання цьому явищу дозволить покращити екологічність та економічність двигуна.

А.О. Прохоренко, С.С. Кравченко, Є.І. Солодкий

СПОСІБ ОРГАНІЗАЦІЇ ДВОСТАДІЙНОГО ВПОРСКУВАННЯ ПАЛИВА В ЦИЛІНДР ДИЗЕЛЯ ЗА ДОПОМОГОЮ ГІДРОМЕХАНІЧНОЇ ПАЛИВНОЇ АПАРАТУРИ

Застосування багатофазного впорскування дозволяє зменшити рівні емісії з відпрацьованими газами та шумність роботи дизелів. В даній роботі запропоновано вдосконалення гідромеханічної системи паливоподачі дизелів транспортних засобів шляхом забезпечення можливості двостадійної подачі палива. Ця задача вирішується обладнанням паливного насосу високого тиску додатково секціями високого тиску, які працюють на нагнітання палива для пілотного впорскування. Кулачки валу приводу цих секцій випереджають кулачки валу основних секцій на 2-10 град. п.кул.в. Для перевірки працездатності запропонованої системи двостадійної подачі палива та підтвердження можливості досягнення нею заявлених параметрів було виконано розрахункові дослідження на основі математичного моделювання гідромеханічних процесів у цій системі.

Розрахункові дослідження проведені за допомогою математичної моделі паливної системи високого тиску дослідницького одноциліндрового дизеля Ч12/14. Математична модель реалізована у середовищі програмування MATLAB.

Тестові результати розрахунків за даною математичною моделлю для режиму роботи системи при частоті обертання кулачкового валу 650 хв-1 та повній подачі палива система високого тиску забезпечує двостадійне впорскування з такими показниками: загальна циклова подача палива 67 мм³/цикл, пілотна доза – 12 мм³/цикл (що складає 18% від загальної циклової подачі); максимальний тиск впорскування 49 МПа при максимальному тиску 58 МПа у надплунжерній порожнині; максимальний тиск впорскування пілотної дози (в кармані форсунки) – 14,7 МПа при тиску, досягнутому у надплунжерній порожнині – 26,5 МПа; тривалість впорскування пілотної дози близько 2 град. п.кул.в., основної – 4,7 град. п.кул.в.

На режимах за навантажувальними (та швидкісними) характеристиками система також забезпечує двостадійне впорскування. При зменшенні навантаження від максимального на 35-40% не впливає на максимальний тиск впорскування основної частини палива на всіх швидкісних режимах роботи системи, після чого має місце різке падіння цього параметра до величини максимального тиску впорскування пілотної. Максимальний тиск впорскування пілотної дози практично не залежить від швидкісного режиму та лежить в межах 13,5-15 МПа. Оскільки величина пілотної дози не регулюється, тому вона не залежить від переміщення рейки ПНВТ й складає 4 мм³/цикл при частоті обертання 450 хв-1, 8 мм³/цикл при частоті обертання 550 хв-1 та 12 мм³/цикл при частоті обертання 650 хв-1.

А.П. Марченко, О.Ю. Лінков, В.В. Пильов, С.В. Ликов, Р. Ариан, В.О. Пильов

КОНЦЕПТУАЛЬНІ ПОЛОЖЕННЯ ЩОДО ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ НАДІЙНОСТІ ПОРШНІВ ФОРСОВАНИХ ДИЗЕЛІВ ПРОТЯГОМ ЗАДАНОГО РЕСУРСУ

Проектування сучасних енергетичних установок передбачає проведення розрахункових досліджень щодо відповідності конструкції заданим параметрам надійності та забезпечення ресурсу. Проте трапляються випадки, коли конструкція, яка за розрахунками є працездатною, в експлуатації виходить з ладу навіть не наблизившись до межі свого ресурсу, а

інколи – ще безпосередньо на початку експлуатації. Такі випадки трапляються через те, що матеріали, задіяні в конструкції, працюють на межі своєї міцності, а інколи і перетинаючи її. Ці факти пов'язані з постійним підвищенням потужності енергетичних установок. Таким чином, стає необхідним доповнення відомих моделей з врахування комплексу факторів, що впливають на фізичну і параметричну надійність конструкції. В роботі проведено аналіз публікацій та поставлено задачі дослідження, проаналізовано основні проблеми втрати фізичної і параметричної надійності поршня, як одного з найбільш термонавантажених елементів конструкції дизеля, проаналізовано термонапружений стан характерних критичних зон поршня, показано шляхи забезпечення надійності поршнів через корегування температурного стану конструкцій. За результатами аналізу проведено удосконалення моделі прогнозування надійності теплонапружених зон деталей циліндро-поршневої групи, запропоновано відповідну схему інтегрованого програмного комплексу та сформульовано вимоги щодо його застосування. В основу підходу покладено застосування критерію фізичної надійності конструкцій та двох критеріїв їх параметричної надійності – від зношення пар тертя та не перевищення межі повзучості матеріалу. Проведена робота дозволяє отримати конструкцію, що буде гарантовано відповідати вимогам з фізичної та параметричної надійності. Також показано необхідність подальшого напряму робіт в напряму розширення відомостей щодо властивостей матеріалів, які застосовують в конструкціях.

УДК 621.436

О.Ю. Лінков, В.В. Пильов, С.В. Ликов, В.О. Пильов

МЕТОДИКА ВИЗНАЧЕННЯ ПОРОГУ ПОВЗУЧОСТІ МАТЕРІАЛУ ПОРШНЯ ДЛЯ ОЦІНКИ ПАРАМЕТРИЧНОЇ НАДІЙНОСТІ ЙОГО БІЧНОЇ ПОВЕРХНІ

Постійне підвищення питомої потужності двигунів призводить до роботи матеріалів, що утворюють камеру згоряння, на межі їх міцності та зменшення надійності конструкцій двигунів. Передбачення надійної роботи елементів конструкції двигуна стає все більш актуальним і вимагає наявності відповідних методик для такої оцінки. За найбільш показовий елемент камери згоряння взято поршень. Він працює при значних термічних навантаженнях і саме його поверхні можуть працювати на межі призначених показників надійності. Аналіз публікацій показав актуальність поставленої задачі через зафіксовані випадки втрати параметричної надійності поршня з цілого ряду причин. Для забезпечення параметричної надійності бічної поверхні поршня під час проектування необхідно застосовувати додатковий критерій, якій повинен враховувати значення порогу повзучості матеріалу в продовж експлуатації. В роботі відмічена специфічність багатьох матеріалів – незначна тривалість першої стадії повзучості – їх зміцнення. В дослідженні розглянуто схему деформування критичної зони юбки поршня при визначенні порогу повзучості матеріалу за традиційною методикою та при врахуванні факту наявності стадії повзучості початкового зміцнення матеріалу. Встановлено відмінності результатів при врахуванні властивостей незміцненого та зміцненого поршневого алюмінієвого сплаву АК12М2МгН внаслідок повзучості. Показано, що результати досліджень щодо порогу повзучості незміцненого алюмінієвого сплаву слід враховувати в оцінках параметричної надійності бокової поверхні поршнів форсованих за потужністю двигунів. Саме для цієї зони межа повзучості матеріалу найбільше відрізняється для зміцненого і незміцненого матеріалу. Наступний напрям робіт пов'язано з визначенням порогу повзучості інших матеріалів та застосування отриманих даних в критерії параметричної надійності.

УДК 539.3

*М.М.Ткачук, А.П.Марченко, С.О.Кравченко, М.А. Ткачук, О.В. Веретельник,
А.В.Грабовський, В.В. Веретельник*

БАГАТОКРИТЕРІАЛЬНА ОЦІНКА КОНТАКТНОЇ ВЗАЄМОДІЇ ДИСКРЕТНО-КОНТИНУАЛЬНО ЗМІЦНЕНИХ ДЕТАЛЕЙ

У статті розглядається вплив властивостей матеріалів на контактну взаємодію зміцнених деталей конструкцій. Для оброблення цих деталей застосовується технологія дискретно-континуального зміцнення. Контактуючі деталі виготовлені із різних матеріалів. З одного боку – деталь із алюмінієвого сплаву. На її поверхні виروضується мікрошар оксидної кераміки. З іншого боку – чавунна або сталевна деталь, у поверхневі шари якої індетовано електроіскровим методом архіпелаг зон зміцненого матеріалу. Тобто перша деталь оброблена континуально, а друга – дискретно. Досліджується вплив властивостей матеріалів у зонах зміцнення на контактну взаємодію таких деталей. Розроблені рекомендації стосовно вибору матеріалів та технологічних режимів дискретно-континуального зміцнення. Зокрема, встановлено, що характер розподілу контактної тиску та напружень за Мізесом суттєво залежить від поєднань значень модулів пружності шару оксидної кераміки на алюмінієвій деталі та зони дискретного зміцнення на чавунній деталі. При цьому зі зростанням модуля пружності матеріалу зон дискретного зміцнення відбувається якісна зміна цих розподілів. Контактний тиск у центральній частині області контакту спочатку набуває мінімуму, а потім – максимуму. У той же час, вплив модуля пружності шару оксидної кераміки на алюмінієвій деталі – менш виражений. Відносний рівень контактної тиску та напружень за Мізесом змінюється у дослідженому діапазоні варіювання модулів пружності матеріалів зон континуального та дискретного зміцнення у досить широкому коридорі. Отже, можна управляти рівнем контрольованих величин. А відтак – є можливість обґрунтування вибору того чи іншого матеріалу, а також конструктивних та технологічних рішень при створенні тих чи інших елементів конструкцій. Важливе значення для обґрунтування раціональних технічних рішень вузлів нових конструкцій має не тільки рівень контактної тиску та напружень за Мізесом. Контактна взаємодія визначає розподіл навантажень між елементами конструкцій, що певним чином безпосередньо впливає на їх напружено-деформований стан та міцність. Також на додаток запускається серія процесів і станів: тертя, зношування, навантаженість. Вони залежать від розподілу контактних сил. Отже, із фізичної точки зору реалізується «мультифізичний» процес, а із технічної – багатокритеріальний. У результаті, на кожному із етапів виникає низка конкуруючих вимог та обмежень, які слід брати до уваги при обґрунтуванні раціональних технічних рішень нових виробів, зокрема, двигунів внутрішнього згорання.

УДК 62-712.8

О.В. Триньов, Д.Г. Сівих

РОЗРОБКА ЗАХОДІВ З ПІДВИЩЕННЯ НАДІЙНОСТІ ПІДШИПНИКОВОГО ВУЗЛА ТУРБОКОМПРЕСОРА АВТОТРАКТОРНОГО ДИЗЕЛЯ

Для підвищення надійності малорозмірних турбокомпресорів, зокрема підшипникового вузла, запропоновано використання в автоматичному режимі локального охолодження підшипника стисненим повітрям. Розглядається конструкція турбокомпресора з центральним корпусом, в якому розміщується підшипник і до якого підводиться під надлишковим тиском моторне масло з системи змащення двигуна. Така конструкція є найбільш розповсюдженою серед турбокомпресорів автотракторних двигунів. Критичним для підшипника можуть стати

форсовані режими двигуна, що супроводжуються закиданнями температури відпрацьованих газів, наприклад, внаслідок некерованого збільшення циклової подачі, різкого зростання навантаження. Такі режими призводять до зростання температурних деформацій турбінного колеса, ротора, знижують надійність турбокомпресора. Відведення теплоти від ротора через підшипниковий вузол в систему змащення виявляється недостатнім, необхідне додаткове короткочасне локальне охолодження. В проведеному дослідженні змодельовані теплообмінні процеси в підшипниковому вузлі малорозмірного турбокомпресора з використанням розробленої математичної моделі на основі методу скінчених елементів. Для уточнення моделі, а саме граничних умов задачі теплопровідності, було проведено серію безмоторних експериментів з локально охолоджуваним підшипником. В ході безмоторних експериментів було відпрацьовано алгоритм роботи системи автоматичного керування, відібрані та перевірені на практиці окремі її структурні елементи. Проведені безмоторні експерименти та результати математичного моделювання підтвердили ефективність використання системи автоматичного локального охолодження підшипникового вузла. Зазначені заходи підвищують надійність малорозмірних турбокомпресорів.

УДК 621.436.2

А.В. Савченко, М.С. Шелестов

ДОСЛІДЖЕННЯ ВИСОКОЕФЕКТИВНОГО ОХОЛОДЖУВАЧА НАДДУВНОГО ПОВІТРЯ

На теперішній час двигуни внутрішнього згоряння набули поширення в якості джерел механічної енергії в багатьох сферах людської діяльності. Саме двигуни внутрішнього згоряння були та залишаються найбільш розповсюдженими на транспорті, де, зазвичай, висуваються жорсткі вимоги до масо-габаритних характеристик двигунів та енергетичної установки в цілому. З метою задоволення цих вимог відбувається постійне підвищення рівня форсування двигунів. Для дизелів найбільш поширеним технічним заходом, який забезпечує підвищення рівня форсування двигуна при майже незмінних масо-габаритних характеристиках є збільшення тиску наддуву. Проте, в результаті стискання повітря відбувається підвищення його температури, яке пропорційне ступеню підвищення тиску повітря в компресорі. Підвищення температури повітря обумовлює зменшення масового заряду циліндрів, а отже, суттєве погіршення умов перебігу процесу згоряння палива. Також це викликає збільшення рівня максимальних температур циклу, що в свою чергу спричиняє підвищення термічних навантажень та швидкості утворення оксидів азоту в циліндрах дизеля. Наведене вище обумовлює актуальність задач з впровадження ефективних охолоджувачів наддувного повітря в сучасних високофорсованих транспортних дизелях. Ця технічна задача може бути вирішена з використанням повітряних чи рідинних охолоджувачів. В рамках статті розглядається рідинний охолоджувач, оскільки в порівнянні з повітряним він може бути виконаним більш компактним, дозволяє досягти значно меншої довжини та об'єму впускного тракту, а також спростити компоновку впускного тракту в складі енергетичної установки в цілому, що є пріоритетним для дизелів, які розглядаються. В статті розглядається вплив конструктивних параметрів рідинного охолоджувача наддувного повітря на його габаритні характеристики та гідравлічний опір потоку наддувного повітря, що протікає крізь охолоджувач. Таким чином, в статті наведено дані, що свідчать про можливість виконання компактного вискоелективного охолоджувача наддувного повітря при збереженні його гідравлічного опору на прийнятному рівні шляхом вибору раціональних параметрів.

І.В. Парсаданов, І.В. Рикова

УРАХУВАННЯ ШКІДЛИВОЇ ДІЇ ДІОКСИДУ ВУГЛЕЦЮ ПРИ КОМПЛЕКСНІЙ ОЦІНЦІ ВИТРАТИ ПАЛИВА І ТОКСИЧНОСТІ ВІДПРАЦЬОВАНИХ ГАЗІВ ДИЗЕЛЬНИХ ДВИГУНІВ

За останні десятиріччя дослідження процесів згоряння в двигунах внутрішнього згоряння, додаткова обробка відпрацьованих газів привели до скорочення шкідливих викидів (оксиду азоту NO_x , незгорілих вуглеводнів C_nH_m , оксиду вуглецю CO і твердих частинок ТЧ). Однак особисту занепокоєність у науковців і міжнародної спільноти викликає збільшення при експлуатації енергетичних установок викиду в навколишнє середовище діоксиду вуглецю CO_2 , що сприяє підвищенню «парникового ефекту». Для визначення ефективних технічних рішень із удосконалення дизельних двигунів з метою зниження витрати палива та викидів шкідливих речовин з відпрацьованими на кафедрі двигунів внутрішнього згоряння Національного технічного університету «Харківський політехнічний інститут» запропонований безрозмірний комплексний критерій паливної економічності і токсичності відпрацьованих газів, який надає інформацію щодо економічної і екологічної досконалості дизельних двигунів. Проте цей критерій не враховує дію на навколишнє середовище викидів CO_2 .

В роботі розглянуті умови урахування шкідливої дії CO_2 з використанням методу комплексної оцінки витрати палива і токсичності відпрацьованих газів. Масовий викид CO_2 для кожного режиму роботи дизельного визначається, якщо відомі елементарний склад палива, його молекулярна маса, теплота згоряння і витрата, склад і витрата повітря, а також параметри навколишнього середовища. Для забезпечення об'єктивної оцінки дії CO_2 , що викидається із ВГ дизелів, на людину і навколишнє середовище необхідно впроваджувати відповідні поправки, які характеризують його показник відносної агресивності. В першу чергу, це поправка, що враховує дію CO_2 на різні реципієнти, крім людини, та поправка, що враховує можливість накопичення речовини в компонентах навколишнього середовища та в ланцюгах живлення, а також надходження його в організм людини неінгаляційним шляхом. Для обґрунтування і впровадження введення таких поправок необхідний об'єктивний науковий підхід, що враховує усі складові щодо визначення негативного впливу CO_2 на людину і навколишнє середовище: парниковий ефект, зміна клімату як при безпосередньому впливі, так і довгостроковій перспективі.

*Р.А. Варбанець, В.П. Мальчевський, Д.С. Мінчев, В.І. Залож, В.І. Курнац,
Н.І. Александровська*

ОСОБЛИВОСТІ ДІАГНОСТИКИ СИСТЕМ СУЧАСНИХ ДВОТАКТНИХ ДВИГУНІВ

Застосування вібродатчика разом з датчиком тиску газів у робочому циліндрі розширює можливості діагностики двигунів та компресорів у різних сферах експлуатації: морських дизелів, поршневих компресорів холодильних установок та авіаційних двигунів при їх випробуваннях на спеціальних стендах. Відомо, що експлуатаційні дефекти паливної апаратури високого тиску та механізму газорозподілу виявляються на індикаторних діаграмах $P(V)$, $P_{(deg)}$ робочих циліндрів, змінюючи їх форму та значення основних параметрів робочого процесу: максимального тиску згоряння P_{max} , тиску кінця стиснення P_{comp} , середнього індикаторного тиску $IMEP$ та інших. Однак відомо також, що деякі дефекти можуть мати однаковий вплив. Наприклад, пізній кут впорскування та знос паливної апаратури практично однаково спотворює індикаторну діаграму та значення параметрів. Причиною зниження компресії в

циліндрах та зниження P_{comp} можуть бути як знос втулки або поломка кілець, так і нещільність закриття або дефект клапанів газорозподілу. У багатьох випадках вплив дефектів може бути не явним. Існує також велика кількість некритичних дефектів або дефектів на ранніх стадіях, які практично не змінюють основні параметри та форму індикаторних діаграм. Пряме безпосереднє вимірювання тиску впорскування або ходу голки форсунки, а також діаграм переміщення клапанів газорозподілу, як це робиться в умовах дизельної лабораторії морського університету, дозволило б точно визначити та усунути дефекти. Однак, під час експлуатації неможливо проводити безпосередні вимірювання тиску впорскування палива, фаз паливоподачі та газорозподілу морських двигунів, використовуючи існуючі методи, які реалізовані в переносних діагностичних системах. Альтернативою прямим вимірам є застосування вібродатчика. За допомогою вібродатчика на магнітній платформі можна визначити фази підйому та посадки голки форсунки, початку подачі та відсікання палива паливним насосом високого тиску, початок та кінець циркуляції підігрітого важкого палива у паливній системі, фази закриття та, в деяких випадках, відкриття клапанів газорозподілу, частоту та амплітуду коливань при роботі впускних та випускних клапанів поршневого компресора холодильних установок, а також фазу та характер упорскування циліндрового масла. Така інформація може бути отримана безпосередньо під час експлуатації або випробування двигунів та компресорів за допомогою магнітного вібродатчика, що входить до складу сучасних діагностичних систем.

УДК 621.43.041.6

А.В. Ерыганов, В.И. Кырнац, В.С. Глебов, П.А. Гончаренко, В.Ю. Гунченко

УМЕНЬШЕНИЯ ВЫБРОСОВ ОКСИДОВ АЗОТА ТРАНСПОРТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ (ЗМЕНШЕННЯ ВИКИДІВ ОКСИДІВ АЗОТУ ТРАНСПОРТНИХ ДВИГУНІВ)

Развитие мирового судоходства происходит в условиях постоянно усиливающихся требований по уменьшению концентраций опасных составляющих газообразных продуктов сгорания углеводородных топлив. Пределы концентраций опасных веществ регламентируются в соответствии с приложением VI конвенции MARPOL 73/78. Среди контролируемых компонентов отработанных газов дизеля наиболее опасными являются оксиды азота. Однако уменьшение содержания оксидов азота неизбежно связано с ограничениями максимальной температуры цикла, то есть термического коэффициента полезного действия (КПД), а значит и с ухудшением топливной экономичности двигателя.

На данный момент с целью уменьшения выбросов оксидов азота крупными транспортными дизелями наиболее широко применяется рециркуляция отработанных газов в воздушный ресивер. Существенным недостатком применения этой схемы является необходимость охлаждения отработанных газов и их дополнительной очистки, что приводит к увеличению массогабаритных характеристик системы и к её удорожанию. Поэтому для её удешевления логичным выглядит сочетание рециркуляции отработанных газов с другими способами уменьшения выбросов оксидов азота. Для уже построенных двигателей одним из таких способов выглядит изменение угла впрыска топлива. Можно предположить, что чем позже будет впрыснуто топливо в цилиндр, тем ниже температура будет у воздушного заряда и, соответственно, тем ниже будет максимальная температура сгорания, а значит и количество оксидов азота.

Расчёт выбросов оксидов азота был смоделирован для главного двигателя MAN-B&W 7S50MC-C, установленного на судне «LILA SHANGHAI». Первоначально модель, созданная с применением пакета AVL-BOOST, была верифицирована, исходя из имеющихся результатов индицирования. После верификации был произведен расчёт выбросов оксидов азота NO_x при вариации угла начала сгорания топлива. Состав газов в ресивере принимался неизменным. По мере сдвига угла начала сгорания топлива дальше от верхней мёртвой точки (ВМТ) наблюдалось ухудшение топливной экономичности и падение цилиндровой мощности при одновременном уменьшении массы выбрасываемых оксидов азота NO_x . Тем не менее, можно сказать,

что экологичность двигателя улучшается намного быстрее, чем ухудшаются его топливно-мощностные характеристики. Приведенные расчёты показывают, что для двигателей, уже находящихся в эксплуатации, изменение угла впрыска топлива позволяет уменьшить выбросы оксидов азота. Поэтому данный подход без особых затруднений можно сочетать с другими методами, удешевляя, таким образом, экологическое совершенствование двигателя.

UDC 504.064.4 : 621.431 : 389.14 : 528.088

O.M. Kondratenko, V.A. Andronov, T.R. Polishchuk, N.D. Kasionkina, V.A. Krasnov
(О.М. Кондратенко, В.А. Андронов, Т.Р. Полищук, Н.Д. Касьянкіна, В.А. Краснов)

**TAKING INTO ACCOUNT THE EMISSIONS OF MOTOR FUEL VAPORS
 IN THE CRITERIA-BASED ASSESSMENT OF THE ECOLOGICAL SAFETY LEVEL
 OF POWER PLANTS WITH RECIPROCATING ICE EXPLOITATION PROCESS
 (ВРАХУВАННЯ ВИКИДУ ПАРИВ МОТОРНОГО ПАЛИВА
 ПРИ КРИТЕРІАЛЬНОМУ ОЦІНЮВАННІ РІВНЯ ЕКОЛОГІЧНОЇ
 БЕЗПЕКИ ЕКСПЛУАТАЦІЇ ЕНЕРГОУСТАНОВОК З ПОРШНЕВИМ ДВЗ)**

In the study created a method of calculated assessment of the values of the complex fuel-ecological criterion of prof. Igor Parsadanov K_{fe} , taking into account the mass hourly emissions of motor fuel vapor caused by the phenomena of large (LRB) and small breathing (SRB) of reservoirs.

It is established that the individual regime value of the amount of motor fuel vapor emission from the reservoirs is observed in the regime of minimum idling, and the maximum – in the regime of nominal power. It was also found that the average operational values of the K_{fe} criterion for the ESC cycle for 2Ch10.5/12 diesel engine taking into account the emission of motor fuel vapors caused by the SRB phenomenon has almost no effect (up to 0.25 %), but for the option of taking into account the effect of LRB the impact is significant (up to 5.25 %).

Results of the study are presented on the Fig.

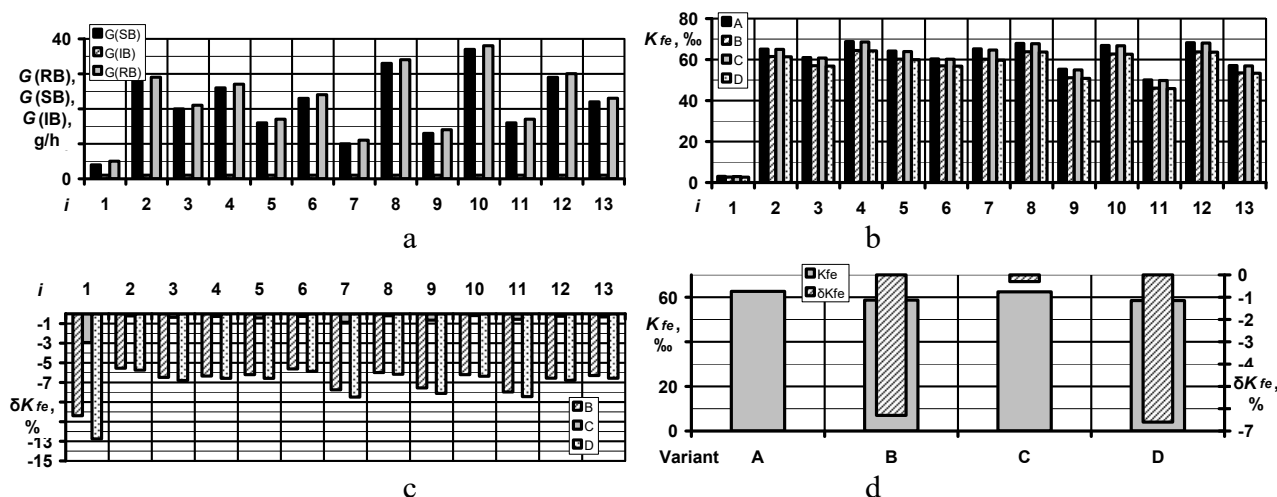


Figure. Distribution of the values of the mass hourly emission of motor fuel vapors caused

by both LRB and SRB phenomena (a), values of the K_{fe} criterion (b), the effect of δK_{fe} (c) according to the regimes of the ESC testing cycle for 2Ch10.5/12 diesel engine and average operating values of the K_{fe} criterion and the effect of δK_{fe} for all studied variants (d)

The obtained results are suitable for quantitative and qualitative assessment of the studied effects and development on this basis of technical solutions and organizational measures to reduce or nullify them by developing appropriate environmental protection technology with executive devices on the methodological basis of ES management system

A.P. Polyvianchuk, V.L. Khreshchenetskyi, O.P. Antonuk, M.V. Mitko, A.V. Dmitrieva
(*А.П. Полив'янчук, В.Л. Крещенецький, О.П. Антонюк, М.В. Мітко, А.В. Дмитрієва*)

**IMPROVING THE ACCURACY OF SYSTEMS FOR GRAVIMETRIC CONTROL OF PARTICULATE MATTER IN EXHAUST GASES OF TRANSPORT DIESEL ENGINES
(ПІДВИЩЕННЯ ТОЧНОСТІ СИСТЕМ ГРАВІМЕТРИЧНОГО КОНТРОЛЮ ТВЕРДИХ ЧАСТИНОК У ВІДПРАЦЬОВАНИХ ГАЗАХ ТРАНСПОРТНИХ ДИЗЕЛІВ)**

The requirements of regulatory documents - UNECE Regulations R-49, R-96, international standard ISO 8178, etc. were analyzed. regarding the technical characteristics and conditions of use of reference full-flow and alternative partial-flow systems (tunnels) for diluting the exhaust gases of transport diesel engines with air and carrying out gravimetric control of the content of solid particles in them. The world and domestic experience of operating dilution tunnels of various types - full-flow with 1st and 2nd dilution lines and partial-flow mini- and micro-tunnels and partial-flow mini- and micro-tunnels were studied, which made it possible to establish empirical dependencies for evaluating the degree of influence of the temperature regimes of gas sampling on the accuracy of measurements of mass emissions solid particles in different modes of diesel operation. Mathematical models have been developed to determine the sample temperatures of diluted exhaust gases in tunnels of various types and to estimate the resulting measurement error of the normalized average operational emission of diesel particulate matter - the PM indicator. Based on the results of environmental tests of transport diesel engines 1Ч12/14 and 4ЧН12/14 according to the 13-step ESC test cycle and developed mathematical models, calculation studies were carried out to assess the effect on the accuracy of a minitunnel with a diameter of 10 cm and a microtunnel with a diameter of 3 cm of the sampling temperature regimes, which were compared with a reference tunnel with a diameter of 46 cm. The research results proved the expediency of adjusting the temperature of the sample in the microtunnel to increase its accuracy by eliminating the significant methodical errors of measuring the PM indicator, which amount to -1.6 ... -1.7%. It was established that in the minitunnel the corresponding errors are not significant and amount to -0.3 ... -0.4%, which indicates that there is no need to adjust the temperature of the sample in this system.

Проаналізовано вимоги нормативних документів – Правил ЄЕК ООН R-49, R-96, міжнародного стандарту ISO 8178 та ін. щодо технічних характеристик та умов використання еталонних повнопотокових та альтернативних частковопотокових систем (тунелів) для розбавлення відпрацьованих газів транспортних дизелів повітрям і проведення гравіметричного контролю вмісту в них твердих частинок. Досліджено світовий та вітчизняний досвід експлуатації розбавляючих тунелів різних типів – повно потокових з 1-ю і 2-ма лініями розбавлення та частковопотокових міні- і мікро- тунелів, що дозволило встановити емпіричні залежності для оцінювання ступенів впливу температурних режимів відбору газових проб на точність вимірювань масових викидів твердих частинок на різних режимах роботи дизеля. Розроблено математичні моделі для визначення температур проби розбавлених відпрацьованих газів в тунелях різних типів та оцінювання результуючої похибки вимірювання нормованого середнього експлуатаційного викиду дизельних твердих частинок – показника РМ. На основі результатів екологічних випробувань транспортних дизелів 1Ч12/14 та 4ЧН12/14 за 13-ступінчастим випробувальним циклом ESC та розроблених математичних моделей проведено розрахункові дослідження з оцінювання впливу на точність мінітунелю з діаметром 10 см та мікротунелю з діаметром 3 см температурних режимів пробовідбору, які порівнювались з режимами еталонного тунелю з діаметром 46 см. Результати досліджень довели доцільність регулювання температури проби в мікротунелі для підвищення його точності шляхом усунення суттєвих методичних похибок вимірювань показника РМ, які складають -1,6 ... -1,7 %. Встановлено, що в мінітунелі відповідні похибки є не суттєвими і складають -0,3 ... -0,4 %, що свідчить про відсутність потреби в регулюванні температури проби в цій системі.

ТЕОРІЯ ТА РОБОЧІ ПРОЦЕСИ

УДК 621.43.057.2

І.В. Морозова, Ю.М. Терещенко, В.М. Єгунько

ДОСЛІДЖЕННЯ ЕКСПЛУАТАЦІЙНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ДИЗЕЛЬНОГО ДВИГУНА

В даний час основними причинами знижених потужних, економічних та екологічних показників дизельних двигунів є: низька якість палива, час напрацювання, недосконалість методів та засобів ремонту та технічного обслуговування. Оцінити потужнісні та економічні можливості двигуна внутрішнього згорання при роботі його в різних експлуатаційних умовах можна за технічними та технологічними характеристиками, що отримуються в результаті різних випробувань.

У роботі представлені експериментальні дослідження щодо зняття навантажувальної характеристики дизельного двигуна з використанням вимірювально-обчислювального комплексу двигунів внутрішнього згорання. Для зняття використовують обкаточно-гальмівні стенди, вимірювальні обчислювальні комплекси.

На стенді проведені порівняльні випробування на дизелі КамАЗ-740 щодо визначення навантажувальної характеристики дизеля при частоті обертання колінчастого валу $n = 1600 \text{ хв}^{-1}$, що відповідає максимальному крутному моменту до і після електрофізичного впливу. При цьому реєстрували: крутний момент M_k на валу двигуна, витрата палива, концентрацію NO_x і димність газів, що відпрацювали.

Електрофізичний вплив на дизельне паливо проводили на розробленій установці ЕФВ, виготовленої для безпосереднього включення до паливної системи автомобіля.

Аналіз результатів дослідження дозволяє зробити висновок, що електрофізичний вплив на дизельне паливо, при різних значеннях моменту, що крутить, M_k , призводить до зменшення годинного G_T і питомого g_e витрат палива на 1,5-2,5%. При роботі двигуна на холостому ході з частотою обертання $n = 750 \text{ хв}^{-1}$ відмічено зниження годинної витрати G_T палива на 5-6%. Встановлено, що концентрація оксидів азоту NO_x знижується і зі збільшенням навантаження кількість NO_x зменшується на $\sim 20\%$, а димність K практично на кожному режимі роботи двигуна залишається незмінною.

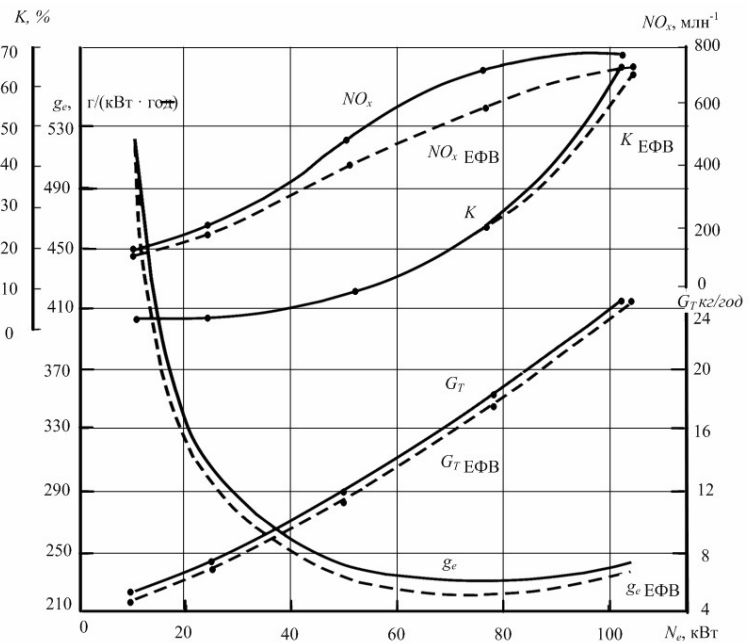


Рис. 1. Навантажувальна характеристика двигуна КАМАЗ-740

Ю.О. Улітенко, М.А. Міненко, І.Ф. Кравченко

АНАЛІЗ ВПЛИВУ ВПОРСКУВАННЯ ВОДИ НА ВХОДІ ДО КОМПРЕСОРА ВИСОКОГО ТИСКУ НА ХАРАКТЕРИСТИКИ ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВОКОНТУРНОГО ДВИГУНА З ФОРСАЖНОЮ КАМЕРОЮ ЗГОРЯННЯ

Все частіше можливо побачити новини щодо розробки новітніх високошвидкісних літальних апаратів, що здатні змінити існуючі реалії пасажирських перевезень та доставки корисного навантаження в космос. Мова йде про надзвукову та гіперзвукову авіацію. Можливості таких літальних апаратів визначають характеристики двигунів, що будуть встановлені на ньому і тому створення новітніх високошвидкісних літальних апаратів напряму пов'язане з рівнем розвитку авіадвигунобудування. Основними вимогами до двигунів високошвидкісних літальних апаратів є значно розширений діапазон експлуатації за швидкістю та висотою польоту.

З кожним новим поколінням турбореактивних двоконтурних двигунів з форсажною камерою згоряння підвищуються їх питома тяга та питомий імпульс, однак застосування наукоємних технологій призводить до значного збільшення вартості двигуна. Водночас конструкція існуючих двигунів має великі резерви для модернізації.

В свою чергу двигуни високошвидкісних літальних апаратів зіштовхуються з проблемою високих температур робочого тіла на вході до двигуна. Наразі діапазон експлуатації більшості існуючих турбореактивних двоконтурних двигунів з форсажною камерою згоряння здебільшого обмежений швидкістю польоту 1,6...2 числа Маха і тому концепція розширення умов їх використання за допомогою охолодження робочого тіла є досить привабливою. Система впорскування води в турбореактивний двоконтурний двигун з форсажною камерою згоряння є одним з доступних способів вирішення проблеми високої температури робочого тіла на великих швидкостях польоту та вдосконалення конструкції. Такі модернізовані двигуни теоретично дозволять вдовольнити вимоги розробників високошвидкісних літальних апаратів щодо тяги та інших ключових параметрів. При цьому буде збережено зв'язок з вже існуючими типами силових установок.

В дослідженні розглянута можливість розширення діапазону експлуатації та короткочасного форсування турбореактивного двоконтурного двигуна з форсажною камерою згоряння класичної схеми до швидкостей польоту, рівних числу Маха 3. Досліджено вплив впорскування води на вході до компресора високого тиску турбореактивного двоконтурного двигуна з форсажною камерою згоряння на його характеристики. Наведені результати розрахунків щодо впливу впорскування води на вході до компресора високого тиску турбореактивного двоконтурного двигуна з форсажною камерою згоряння на параметри робочого тіла за трактом двигуна.

Застосування отриманих результатів дозволить підвищити термодинамічну ефективність та розширити діапазон експлуатації турбореактивних двоконтурних двигунів з форсажною камерою згоряння з використанням матеріалів, що нині широко застосовуються під час виробництва авіаційних газотурбінних двигунів, а також скоротити період створення конкурентоспроможних двигунів для високошвидкісних літальних апаратів за рахунок цілеспрямованого пошуку їх раціонального термодинамічного та конструктивно-геометричного обрису.

О. О. Колков, А. А. Дуленов, Є. В. Глобін, Д. В. Довгалюк, К. В. Балалаєва

МОДЕЛЮВАННЯ ТЕЧІЇ У ВХІДНИХ СТІЙКАХ ТУРБОВАЛЬНОГО ДВИГУНА З ІНЖЕКЦІЄЮ ПОВІТРЯ

Аеродинамічні сліди за стійками породжують нерівномірність потоку на вході в компресор. Нерівномірність на вході в компресор турбовального двигуна є причиною нестійкої роботи компресора, що може призвести до погіршення економічності двигуна та зменшення

його ефективності.

Мета роботи - оцінити вплив інжекції додаткової маси повітря у вхідні стійки турбовального двигуна типу ТВ3-117 на нерівномірність швидкості на вході в компресор. Вирішення поставленої задачі було здійснено методом математичного моделювання за допомогою безкоштовної версії програмного середовища Ansys Workbench Student. При вирішенні задачі було задіяно декілька модулів: Geometry (створення геометрії), Mesh (генерація розрахункової сітки), CFX (вибір граничних та початкових умов, розрахунок і візуалізація розрахунку). За об'єкт дослідження в роботі обрано лопатковий вінець вхідних стійок турбовального двигуна типу ТВ3 - 117.

Аналіз отриманих результатів показує, що за допомогою застосування інжекції додаткової маси повітря можна знизити нерівномірність швидкості на вході в компресор. При інжекції з масовою секундною витратою 2,2...2,8% від основної масової витрати при швидкостях на вході 100..160 м/с нерівномірність швидкості на вході в компресор зменшується з 10...12% до 3...4%. Таким чином, поле швидкості перед компресором буде майже рівномірним, що позитивно вплине на його характеристику.

Аналіз візуалізацій полів швидкості показує, що при застосуванні інжекції додаткової маси повітря аеродинамічний слід якісно змінюється та набагато зменшується, швидкість в сліді на відстані від 10 мм відрізняється від швидкості в ядрі потоку на 3%, на відміну від випадку без керування примежовим шаром, де швидкість в сліді відрізняється в швидкості в ядрі потоку на 10...12%. Для здійснення керування примежовим шаром в лопатках вхідних стійок не потрібно буде додатково подавати повітря, тому що для цього може бути використане повітря, яке вже подається для обігріву вхідних стійок. Конструкція лопатки вхідної стійки з керуванням примежовим шаром буде досить складна, але реалізувати розроблену конструкцію лопатки вхідної стійки з керування примежовим шаром у вихідній кромці можна за допомогою сучасних 3Д принтерів.

УДК 621.45.032.3

О.В. Жорник, І.Ф. Кравченко, М.М. Мітрахович, К.В. Балалаєва

ОБҐРУНТУВАННЯ ПАРАМЕТРІВ І ФОРМИ ВХІДНОГО ПРИСТРОЮ СИЛОВОЇ УСТАНОВКИ З ТУРБОГВИНТОВЕНТИЛЯТОРНИМ ДВИГУНОМ

Розробка перспективних магістральних та транспортних літаків потребує оптимізації основних параметрів літальних апаратів для досягнення найкращих показників технічної досконалості, а саме досягнення високої паливної ефективності та відповідних характеристик.

Зростаючий рівень вимог до характеристик літального апарату і його силової установки - з одного боку, і стрімкий розвиток обчислювальних технологій - з іншого, призводять до того, що істотно розширюються можливості щодо удосконалення та ефективної інтеграції систем та елементів літального апарату і силової установки, а оптимізація здійснюється в більш складних постановках з урахуванням основних факторів впливу.

Втрати тиску повітря в каналі підведення повітря є причиною зниження економічності двигуна. Зниження втрат повного тиску у вхідному пристрої перед компресором є одним з актуальних завдань, тому, що вони призводять до збільшення питомої втрати палива, а нерівномірність потоку на вході в двигун є причиною нестійкої роботи компресора авіаційного турбогвинтовентиляторного двигуна.

У світі відомі турбогвинтовентиляторні двигуни з кільцевою формою вхідного отвору для повітря, що розташовані безпосередньо за співвісним гвинтовентилятором.

Слід зазначити, що тиск в зоні за гвинтом змінюється уздовж його діаметра. Причому біля основи повітряного гвинта через збурення, що вносяться корінною частиною лопатей, тиск є найменшим, що негативно впливає на характеристики вхідного пристрою. Недоліком

такого кільцевою вхідного пристрою є те, що повітря подається в канал із зони, що розташована безпосередньо за корінною кромкою лопатей гвинтовентилятора.

Досліджено основні напрями вдосконалення кільцевою вхідного пристрою шляхом зміни його геометричних параметрів.

Обґрунтовано, що використання ковшового вхідного пристрою силової установки вхідного з S – подібним каналом є більш раціональним, порівняно з еквівалентним кільцевим осьосиметричним каналом, з точки зору компактності і рівня коефіцієнта відновлення повного тиску.

Запропонована методика дослідження аеродинамічних характеристик кільцевого осьосиметричного і ковшового S – подібного каналу вхідного пристрою силової установки, що заснована на використанні програмного забезпечення ANSYS CFX. Моделювання здійснюється шляхом створення геометричної моделі об'єкту дослідження, генерації кінцеве – елементної структурованої сітки і рішення рівнянь Нав'є-Стокса з використанням двошарової SST моделі турбулентної в'язкості.

Дана методика може бути використана для визначення раціональних типу, геометричних параметрів вхідного пристрою і розрахункового режиму польоту

UDC 629.7.062.3, 629.7.017.5

O. Denisyuk, A. Balalaiev, K. Balalaieva (O. Денисюк, А. Балалаєв, К. Балалаєва)

FLOW SIMULATION IN AXIAL COMPRESSOR CASCADES (МОДЕЛЮВАННЯ ПОТОКУ В КОМПРЕСОРНИХ РЕШІТКАХ)

The flow of gas in the flow path of a gas turbine engine (GTE) is accompanied by the rather complex phenomena. These are a three-dimensional boundary layer, an incoming vortex, a paired vortex, flow turbulence, aerodynamic wakes behind the trailing edge, separation of the boundary layer from the blade surface, pressure pulsations, uneven and unsteady flow, secondary overflows, changes in the angles of flow exit, etc. Flow research and development of a GTE remain the rather complex processes, they require the use of reliable research methods and techniques. To date there are two known methods that are used to study a gas flow through the flow path of a GTE - experimental and calculated. Calculated, in turn, can be divided into analytical and numerical. An important stage of the numerical experiment is the solution of test problems for the possibility of setting the parameters of the numerical experiment.

In this work, two test tasks were carried out. The object of the research was two compressor cascades, consisting of the identical airfoils series KR-33. The profile chord was 52 mm; the pitch cascade was 52 mm. The difference was in the installation angle of these profiles: variant 1 of the compressor cascade has an installation angle of 63.5°; variant 2 of the compressor cascade has an installation angle of 89.5°. A computational domain was constructed for each compressor cascades of airfoils and consisted of 5 million cells. Air under normal atmospheric conditions was chosen as the working fluid. The flow regime of compressor cascades varied in the range of coefficient $\lambda = 0.26 \dots 0.9$ and $\lambda = 0.265 \dots 0.8$, where the coefficient λ is the reduced velocity.

The unstructured mesh method with adaptation for the boundary layer was chosen for constructing the computational mesh. Such combination makes it possible to model the flow in the boundary layer near the walls correctly. The turbulence model SST was taken to close the Navier-Stokes equations. Comparison of the results of numerical and physical experiments for two variants of compressor cascades shows that the flow simulation error is less than 5%. As a result of the calculation the choice of this turbulence model for subsequent studies of the flow in the stages of the compressor, fan, and propfan will be justified.

Течія газу в проточній частині газотурбінного двигуна (ГТД) супроводжується досить складними явищами. Це тривимірний прикордонний шар, вхідний вихор, парний вихор,

турбулентність потоку, аеродинамічні сліди за задньою кромкою лопатки, відрив прикордонного шару від поверхні лопатки, пульсації тиску, нерівномірність і нестационарність течії, вторинні перетікання, зміна кутів виходу потоку і т. д. Дослідження течії та розробка ГТД залишаються досить складними процесами, що вимагають застосування надійних методів та методик дослідження. На сьогоднішній день відомі два методи дослідження течії газу в проточній частині ГТД - експериментальний та розрахунковий. Розрахункові, в свою чергу, можна поділити на аналітичні та числові. Важливим етапом чисельного експерименту є вирішення тестових завдань для можливості налаштування параметрів чисельного експерименту. У цій роботі було проведено дві тестові задачі. Об'єктом дослідження були два компресорні решітки, що складаються з однакових профілів серії КР-33 з хордою профілю 52 мм і кроком решітки 52 мм. Відмінність полягала у куті установки цих профілів: перший варіант компресорної решітки мав кут установки $63,5^\circ$, а другий варіант – $89,5^\circ$. Розрахункова область будувалася для кожної компресорної решітки профілів і складалася з 5 млн комірок. Як робоче тіло було обрано повітря за нормальних атмосферних умов. Режим течії в компресорних решітках варіювався в межах коефіцієнтів $\lambda=0,26\dots 0,9$ та $\lambda=0,265\dots 0,8$, де коефіцієнт λ – приведена швидкість. Для побудови розрахункової сітки було обрано метод неструктурованих сіток із адаптацією до прикордонного шару. Таке поєднання дозволяє коректно моделювати течію у прикордонному шарі біля стінок. Для замикання рівнянь Нав'є-Стокса було взято модель турбулентності SST. Порівняння результатів чисельних і фізичних експериментів для двох варіантів компресорних решіток показує, що похибка моделювання течії становить менше 5%. В результаті розрахунку обґрунтовано вибір даної моделі турбулентності для подальших досліджень течії в ступенях компресора, вентилятора та гвинтовентилятора.

УДК 629.7.036

Р.В. Майборода

ТЕСТОВА ЗАДАЧА МОДЕЛЮВАННЯ ТЕЧІЇ В НАДЗВУКОВІЙ КОМПРЕСОРНІЙ РЕШІТЦІ

Проектування сучасних авіаційних двигунів неможливо представити без методів чисельного моделювання. Переваги чисельного моделювання на перших етапах створення двигунів очевидні: можливість за досить короткий проміжок часу дослідити різні геометричні моделі, при цьому точність розрахунків сягає 5...15%. Невід'ємною складовою чисельного експерименту є проведення тестових задач, в результаті яких необхідно виявити необхідну топологію розрахункової сітки та модель турбулентної в'язкості.

Метою даного дослідження є проведення тестової задачі моделювання течії в надзвуківій компресорній решітці на основі ротору STFF з метою вибору топології розрахункової сітки та моделі турбулентної в'язкості для замикання системи рівнянь Нав'є-Стокса.

В роботі досліджувались чотири варіанти розрахункової сітки та чотири моделі турбулентної в'язкості. Шаг розрахунку за часом автоматично змінювався. Максимальний час за часом становив $0,00005\dots 0,001$ с. Перед решіткою та за нею встановлені контрольні точки, в яких відображалось значення числа Маха. Під час розрахунку підбиралося значення числа Маха перед решіткою шляхом зміни значення швидкості на вході. Розрахунок припинявся при досягненні значень чисел Маха на вході та виході з решітки, а також нев'язок, сталих значень, які не змінювалися при наступних ітераціях. Було побудовано 4 варіанти розрахункової сітки структурованого типу. Для подальших розрахунків обрано сітку №3, оскільки на ній забезпечується достатня схожимість з результатами випробувань, а також вона має менший розмір, що дозволяє прискорити розрахунок. Далі виконані розрахунки для різних типів моделей турбулентності. Були розглянуті моделі турбулентності SST, SST GTT,

k- ω та RNG k- ϵ . Для всіх моделей турбулентності висота прилежого шару обрана виходячи із умови $Y^+ < 1$.

Аналіз результатів розрахунку показує, що найменшу похибку отримано при розрахунках з моделлю турбулентності SST GTT. В роботі представлено порівняння розподілу густини в поперечному перетині решітки з шлірен фотографією, отриманої з натурального експерименту. Якісний аналіз отриманих результатів показує, що картини обтікання компресорної решітки на основі STFF мають подібний характер, зокрема в міжлопатковому каналі та кромкових слідів за решіткою. Таким чином, для подальших досліджень для дослідження течії у вентиляторі обрано топологію розрахункової сітки Mesh3 та модель турбулентної в'язкості SST GTT.

УДК 629.7.035.7

М.С. Кулик, Ф.І. Кірчу, Л.Г. Волянська, І.Г. Бабічев, В.М. Єзунько

РОБОТА НЕСУЧИХ ДВОРЯДНИХ ГВИНТІВ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ В УМОВАХ НАДНИЗЬКИХ ТЕМПЕРАТУР ТА ТИСКІВ

В останні роки приділяється велика увага, проектування та моделювання обтікання несучих та тягових гвинтів в умовах сильно розрідженої атмосфери. Ефективність висотного гвинта безпосередньо впливає на ефективність усієї силової установки, тому проектування та аналіз висотного гвинта стає основним завданням силової установки стратосферного літака чи гелікоптера, наприклад в умовах Марсу.

В роботі представлена структура проектування та моделювання обтікання несучих та тягових гвинтів в сильно розрідженій атмосфері при наднизьких температурах і тисках. Аеродинамічні характеристики аеродинамічного профіля є ключовими факторами у визначенні точності проектування та прогнозування характеристик. Оскільки лопатеві елементи працюють при різних числах Рейнольдса та кутах атаки. Профіль лопаті був обраний на основі оцінки аеродинамічної якості для очікуваних чисел Рейнольдса у розрахункових умовах. У роботі розглянуто особливості роботи гвинтів в умовах сильно розрідженої атмосфери. При моделюванні гвинтів, що працюють у розрідженій атмосфері, необхідно особливу увагу приділити вибору моделі турбулентної в'язкості середовища. Найбільші труднощі при проектуванні стратосферних гвинтів виникають при вирішенні проблем надмірного діаметра, ваги і форми лопатей. Для вирішення вказаної проблеми, в даній роботі пропонується застосувати дворядні об'єднані лопаті.

Застосування об'єднань лопатей першого і другого рядів призводить до зниження інтенсивності кінцевого вихору, зменшення кінцевих втрат і підвищення аеродинамічного навантаження лопаті в порівнянні з класичною конструкцією гвинта. Такий підхід дозволив ліквідувати аеродинамічне затінення лопатей та підвищити їхню аеродинамічну навантаженість. Застосування дворядних лопатей дозволить забезпечити необхідну жорсткість та міцність лопатей та призведе до зниження їх ваги. Також за рахунок дворядної конструкції стає можливим зменшення діаметральних розмірів гвинта. Розроблено аналітичну методику профілювання дворядних лопатей. Запропонований підхід ґрунтується на сумісному застосуванні одномірної теорії гвинта та методів чисельної газодинаміки. Одномірна теорія застосовується для отримання початкової геометричної форми гвинта для заданих характеристик, а методи чисельної газодинаміки, які ґрунтуються на вирішенні осереднених за Рейнольдсом рівнянь Нав'є-Стокса, застосовуються для вирішення задач просторового моделювання обтікання та отримання уточнених характеристик гвинта. З огляду на конструктивні вимоги та експлуатаційні обмеження запропоновано використання в умовах розрідженої атмосфери гвинтів з дворядними об'єднаними лопатями. Таким чином забезпечується компроміс між масою гвинта та його діаметральними розмірами, що в прогнозованих умовах експлуатації є вирішальним фактором.

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

ТЯГА ЗАКАПОТОВАНОГО СПІВВІСНОГО ГВИНТОВЕНТИЛЯТОРА

Одні з базових вимог до існуючих та перспективних авіаційних двигунів — висока питома потужність, низька питома витрата палива, низький рівень шуму.

Метою досліджень є оцінка тяги закапотованого співвісного гвинтовентилятора. В якості досліджуваного об'єкту обрано співвісний гвинтовентилятор. Периферійний діаметр першого і другого ряду гвинтовентилятора сягає 4,5 м. Кількість лопатей першого ряду гвинтовентилятора – 8, другого – 6. Капот мав довжину 3,214 м і максимальну товщину профілю – 0,23 м.

Для проведення дослідження створена модель співвісного гвинтовентилятора для проведення чисельного експерименту. Моделювання течії в закапотованому і відкритому співвісному гвинтовентиляторі проводились для висоти польоту $H=7534$ м, при частоті обертання першого та другого ряду гвинтовентилятора 850 об/хв. Число Маха на вході дорівнювало 0,52. За результатами дослідження побудовано гістограму оцінки тяги закапотованого і відкритого співвісного гвинтовентилятора. Моделювання течії при оцінці тяги закапотованого та відкритого співвісного гвинтовентилятора проводились при однакових умовах польоту.

Результати дослідження показали, що наявність капоту дає досить значний приріст в тязі - тяга співвісного гвинтовентилятора збільшується на 82%. Однак треба відзначити, що при розрахунках не враховувався лобовий опір, що створює капот. Оцінка лобового опору капоту - наступна задача дослідження.

Отримані візуалізації обтікання відкритого та закапотованого співвісного гвинтовентилятора демонструють якісні та кількісні зміни значень досліджуваних параметрів при обтіканні. Можна побачити, що при наявності капота повний тиск за гвинтовентилятором значно збільшується. Збільшення тяги закапотованого співвісного гвинтовентилятора дає можливість знизити частоту обертання гвинтовентилятора для забезпечення тяги як у відкритого гвинтовентилятора, що приведе до покращення акустичних характеристик гвинтовентилятора. Також зменшення акустичного випромінювання можна досягнути за рахунок розміщення у капоті конструкцій, що поглинають звук.

А.Е. Пушилин, В.В. Логинов

ОСОБЕННОСТИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ХАРАКТЕРИСТИК ВОЗДУШНОГО ВИНТА ИЗМЕНЯЕМОГО ШАГА В СТЕНДОВЫХ УСЛОВИЯХ

Проведены испытания воздушного винта AI-P500V5 на испытательном стенде ГП «Ивченко Прогресс». В качестве привода использовался газотурбинный турбовинтовой двигатель AI-450СМ(рис. 1).

Для получения объективной информации о параметрах работы воздушного винта (ВВ), регулятора постоянных оборотов винта и двигателя использовалась стендовая автоматизированная информационно-измерительная система регистрации, визуализации и первичной обработки параметров и сигналов. Контрольно-измерительная система испытательного стенда аттестована в установленном порядке в соответствии с требованиями действующей нормативно-технической документации на стенд.

В процессе испытаний ВВ произведена оценка параметров его работы на соответствие требуемым нормам основных параметров, измеренных стендовой системой контроля при работе на установившихся режимах.



Рис. 1. Воздушный винт AI-P500V5 на испытательном стенде ГП «Ивченко-Прогресс»

При работе ВВ под управлением основной системы автоматического управления на режимах в конкретных атмосферных условиях основные параметры ВВ приводятся к стандартным атмосферным условиям, исходя из измеренных физических значений параметров.

На основе результатов расчётов приведенных значений $R_{\text{ВВпр}}$ и $N_{\text{ВВпр}}$, полученных во время контрольной работы построена характеристика ВВ - зависимость тяги ВВ от мощности двигателя ($R_{\text{ВВпр}} = f(N_{\text{ВВпр}})$), из которой определена приведенная тяга ВВ для приведенного номинального значения мощности на взлётном режиме. Показаны сравнительные данные полученной приведенной тяги ВВ с заданными нормативными значениями. Определены величины взлётной мощности $N_{\text{ВВ}}$ и тяги $R_{\text{ВВ}}$ ВВ на взлетном режиме. Пересчитаны значения крутящего момента на валу свободной турбины, вычислены крутящий момент на валу ВВ, мощность и приведенная мощность на валу ВВ, определена приведенная суммарная тяга двигателя с ВВ.

Определение приведенной тяги ВВ вычисляется как разница между суммарной приведенной тягой двигателя с ВВ и приведенной тягой выходного устройства двигателя (сопла). В результате сравнения характеристик ВВ, полученных по расчетной программе испытаний и характеристик, полученных во время испытаний имеется некоторое расхождение в значениях до 6 %. На эти расхождения существенное влияние оказывают отсутствие набегающего воздушного потока на ВВ, затенение пространства стендовым оборудованием за ВВ и другие факторы. Стендовые испытания не в полной мере отражают расчетные характеристики ВВ. В заключении приводятся выводы о необходимости определения характеристик ВВ во время лётных испытаний в составе летательного аппарата.

УДК К 621.4:620.9

В.В. Коробко, А.П. Шевцов

ДОСЛІДЖЕННЯ РОБОЧИХ ПРОЦЕСІВ В ТЕРМОАКУСТИЧНИХ ДВИГУНАХ З ДВОФАЗНИМ РОБОЧИМ ТІЛОМ

Характерною рисою сьогодення є загальна тенденція до зниження температурного рівня скидної теплоти двигунів енергетичних установок промисловості, транспорту, енергетики. Ці обставини ускладнюють застосування традиційних технологій енергозбереження, призначених для перетворення цієї теплоти в механічну роботу. З огляду на брак ефективних технологій, великі об'єми таких теплових викидів втрачаються.

В якості приклада можна розглянути суднову енергетику. На суднах, які оснащені двопаливними середньо та малооборотними двигунами, теплові викиди систем охолодження мають температуру на рівні 353–365 К. З огляду на малий енергетичний потенціал, використання таких низькотемпературних джерел скидної енергії будь якими тепловими двигунами є складною проблемою. Отже, задача вдосконалення існуючих технологій, або розробка нових, зберігає свою актуальність. Для вирішення цієї задачі в нагоді можуть стати термоакустичні технології. Значною перевагою термоакустичних теплових машин є

здатність використовувати будь які зовнішні джерела теплоти, в тому разі низькотемпературні, та продукувати механічну роботу. Відомі випадки виникнення термоакустичних коливань при малих різницях температур між джерелами теплоти за умов високої вологості робочого середовища.

Це явище може бути використано для створення низькотемпературних систем енергозбереження на основі термоакустичних двигунів (ТАД) з вологим двофазним робочим середовищем. Практичне використання термоакустичних систем в складі суднових енергетичних установок (СЕУ) потребує додаткових досліджень для вирішення низькі питань, зокрема підвищення питомої потужності ТАД. В роботі надано опис дослідного обладнання, конструкцій експериментальних ТАД з вологим робочим тілом, методів дослідження.

Результати експериментів показали, що в експериментальних ТАД з двокомпонентним (вологим) робо-чим середовищем температура виникнення самочинних термоакустичних коливань становила 355–359 К, при цьому повздовжній градієнт температури в матриці складав 1,19–1,30 К/м. Питома потужність ТАД з вологим середовищем зросла в 1.7–7 разів, акустичний тиск зріс в 2–4.7 разів в порівнянні з роботою на сухому повітрі. Показано, що в наявних ТАД конденсація водяної пари в керамічній матриці та на поверхнях теплообмінників може призводити до втрати потужності, орієнтовно до 25%, при збереженні їх роботоспроможності

УДК 656.7.084.17(08)

О.К. Чередніченко, М.Р. Ткач, О.С. Митрофанов, Д.В. Костенко

МЕТОДОЛОГІЧНІ АСПЕКТИ ДОСЛІДЖЕННЯ ПРОЦЕСІВ В СУДНОВИХ ЕНЕРГЕТИЧНИХ УСТАНОВКАХ З ТЕРМОХІМІЧНОЮ ОБРОБКОЮ ПАЛИВА МЕТОДАМИ МАТЕМАТИЧНОГО МОДЕЛЮВАННЯ

Суднова енергетична установка являє собою одну зі складових багаторівневої технічної системи «судно». Дослідження раціональності втілення перспективних технологій в суднову енергетику вимагає розгляду багатьох варіантів схемних рішень та потребує виявлення взаємозв'язків структурно-функціональних складових методами системного аналізу.

Якщо спочатку системний підхід базувався на евристичній базі рішень та так званої «гарній інженерній практиці», в подальшому були сформульовані дві групи стратегій прийняття рішень – на базі декомпозиції та на базі оптимізації. Кожна з даних стратегій має свої обмеження. Сучасні об'єктно-орієнтовані підходи припускають поєднання двох стратегій системного підходу: декомпозиції та інкапсуляції. При створенні математичного опису процесів в складних технічних системах існує три основні рівні деталізації: концептуальні агрегатні моделі, спрощені розрахункові моделі та докладні точні моделі. В умовах дослідження перспектив втілення нових технологій доцільно використовувати модульний підхід.

В роботі розглянуто результати дослідження фізико-хімічних процесів в структурно-функціональних блоках, що моделюють одиничні ланки термодинамічного циклу або технологічного процесу та створюють математичну модель енергомодулю. Взаємний зв'язок модулю та функціональних систем більш високого ієрархічного рангу (пропульсивний комплекс, судно тощо), а також зовнішніх функціональних систем того ж самого рівня замінюється масивами значень кількісних або якісних параметрів. Математичні моделі газотурбінного двигуна, контуру утилізації, блоку термохімічної обробки палива створено за допомогою системи моделювання фізико-хімічних процесів Aspen Plus. Робочі процеси в ДВЗ моделювалися за допомогою програмного комплексу CHEMKIN.

За результатами проведених досліджень встановлено, що універсальні математичні моделі теплових двигунів, які входять до складу енергомодуля з термохімічною обробкою палива, потребують налаштування на обрані базові характеристики. Тому математичні моделі структурно-функціональних блоків і груп блоків (ГТД та ін.) містять алгоритми налаштуван-

ня моделей при їх верифікації за цільовими функціями. Запропоновані алгоритми забезпечують верифікацію розроблених математичних моделей за показникам існуючих газотурбінних двигунів та ДВЗ. Вказані алгоритми надають можливості коректного налаштування параметрів устаткування дизель-газотурбінних енергетичних комплексів з термохімічною обробкою палива. Математична модель робочого циклу ДВЗ на базі програмного комплексу СНЕМКІН забезпечує можливість проводити первинну оцінку ефективності енергоперетворення у робочому циліндрі. Результати оцінки адекватності математичної моделі робочого циклу ДВЗ на базі програмного комплексу СНЕМКІН показали задовільне узгодження отриманих результатів з експериментальними даними (максимальна середньоквадратична похибка розрахункових даних, отриманих на основі моделі, знаходиться у межах 8,5 %).

УДК 656.7.084.17(08)

А.Г. Жирков, А.П. Усатый, Е.П. Авдеева, Ю.И. Торба

ДРОСЕЛЮВАННЯ В СОПЛОВИХ АППАРАТАХ З ПОВОРОТНИМИ ДІАФРАГМАМИ

У процесі розробки методу чисельного дослідження плоского обтікання соплової решітки з поворотною діафрагмою були виконані розрахунки при різних ступенях відкриття поворотної діафрагми і перепадах тисків на решітці. У статті наведено деякі результати чисельного дослідження течії в каналі соплового апарату за ступенем відкриття поворотної діафрагми $\delta = (1 \div 0,15)$. Моделювання та розрахунок течії робочого тіла виконано з використанням програмного комплексу Fluent. Проведено побудову розрахункових областей, обмежених одним міжлопатковим каналом, для різного ступеня відкриття діафрагми соплового апарату. Побудовано сітки для розрахункових областей. Проведено розрахунки для $\delta = (1 \div 0,15)$ та при різних ступенях перепаду тиску на решітці. В результаті виконаних розрахунків були отримані картини течії в міжлопатковому каналі та за ним, і розподіл коефіцієнтів втрати кінетичної енергії по фронту решітки при різних ступенях відкриття діафрагми на вході в сопловий апарат. За результатами проведеної роботи можна зробити наступні висновки: роботу соплової решітки з поворотною діафрагмою при різних ступенях відкриття поворотної діафрагми δ і перепадах тисків π на решітці можна розділити в діапазоні ступенів відкриття $\delta = (1 \div 0,77)$ як роботу в режимі сопла, а у діапазоні $\delta = (0,77 \div 0,15)$ як у режимі дроселя, при зміні кута атаки величини коефіцієнтів втрати кінетичної енергії значно (до 25 %) збільшуються лише для $\pi = 0,7$ і $\delta = 1$. При $\pi = 0,3$ і $\delta = 1$ коефіцієнт збільшується незначно (до 0,5 %); при $\pi = 0,7$; $0,3$ і $\delta = 0,3$ коефіцієнт збільшується до 5 %, при цьому коефіцієнт ζ змінюється менше, щодо коефіцієнта ζ_{90} при розрахунковому куті атаки $\alpha_0 = 90^\circ$, при менших перепадах тиску на решітці профілів (при збільшенні швидкості потоку на виході з соплової решітки). Результати, отримані у цій роботі, будуть використані розробки методики чисельного дослідження просторового обтікання соплових решіток з поворотними діафрагмами.

УДК 656.7.084.17(08)

Д.В. Козел

ГИДРАВЛИЧЕСКОЕ СОПРОТИВЛЕНИЕ СТАБИЛИЗАТОРОВ ПЛАМЕНИ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ПРЯМОТОЧНОГО ТИПА

Камерами сгорания прямоточного типа являются форсажные камеры сгорания, которые применяются для кратковременного увеличения тяги газотурбинного двигателя на взлете, совершения маневров и преодоления самолетом звукового барьера и его полета со сверхзвуковой скоростью. Также, прямоточные камеры сгорания применяются в составе прямо-

точных воздушно-реактивных двигателей в качестве основных камер сгорания, в которых обеспечивается процесс сжигания топлива и подвод тепла к рабочему телу.

В результате решения задачи теоретического исследования потерь полного давления при местном гидравлическом сопротивлении фронтального устройства прямоочной камеры сгорания в виде решетки V-образных стабилизаторов сформирована математическая модель расчета значения коэффициента местного гидравлического сопротивления. В основу для разработки математической модели положено предположение о потенциальности течения при обтекании решетки V-образных стабилизаторов пламени.

Получено, что коэффициент местного гидравлического сопротивления решетки V-образных стабилизаторов зависит от степени затенения потока стабилизаторами и угла при вершине V-образных стабилизаторов пламени.

Проведен анализ влияния размеров и формы стабилизаторов пламени фронтального устройства на гидравлические характеристики. В результате анализа установлено, что коэффициент местного гидравлического сопротивления зависит от угла при вершине V-образного стабилизатора практически линейно, а темп нарастания коэффициента местного гидравлического сопротивления по мере увеличения степени затенения увеличивается.

Расчитанные по разработанной математической модели коэффициенты местного гидравлического сопротивления удовлетворительно сходятся с экспериментальными данными. Также, расчеты с использованием разработанной математической модели обеспечивают более высокую точность для малых значений углов при вершине V-образного стабилизатора по сравнению с аппроксимирующей зависимостью для графического решения подобной задачи путем использования теории Гельмгольца и Кирхгофа для свободного потока.

Использование разработанной математической модели расчета коэффициента местного гидравлического сопротивления возможно в рамках метода выбора геометрических размеров фронтального устройства и длины камеры сгорания на начальных этапах проектирования двигателя.

УДК 001.891.576

С.А. Евсеев

АНАЛИЗ ВЛИЯНИЯ РАСПОЛОЖЕНИЯ ВЫХОДНОГО ПАТРУБКА ВОСПЛАМЕНИТЕЛЯ НА ЗАПУСК КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ПРИ ПОМОЩИ ТРЕХМЕРНОГО КОМПЬЮТЕРНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

В данной работе представлены результаты численного моделирования течения газа в жаровой трубе кольцевой камере сгорания газотурбинного двигателя. Численное моделирование выполнялось в расчетном комплексе ANSYS Fluent 2022 R1 в котором реализовано численное решение осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса (RANS), скорости диссипации определялись с помощью пристеночной функции Enhanced Wall Treatment. Для задач численного моделирования была построена расчётная полиэдральная (Polyhedral) сетка. Целью расчетов являлось оценка влияние способа подачи горячих газов воспламенителя на запуск камеры сгорания. В статье не рассматривается работа самого воспламенителя (его воспламенение, горение и характер течения в нем), а только его основная задача – генерация факела (газа) с заданной температурой. Все расчеты проводились для двух температур газа на выходе из патрубка воспламенителя 800 и 1200 °С и температурой на входе в камеру сгорания минус 20 °С. В расчетной модели на входе в патрубок воспламенителя задавался расход газа с температурой, которая была взята с эксперимента. При работе камеры в области низких температур, малых скоростей и давлений на входе существенное влияние оказывает степень испарения топлива и смешение его паров с воздухом. Поэтому с увеличением расхода воздуха через камеру происходит расширение пределов срыва пламени. При дальнейшем увеличении расхода воздуха процессы испарения топлива и его выгорания в зоне обратных токов завершаются, и срыв пламени в основном определяется лишь температурой в зоне об-

ратных токов, и границы устойчивого горения сужаются с ростом скорости потока, что характерно для горения однородной смеси. В результате проведенных расчетов установлено, что пробивка и распространение тепла при использовании патрубков воспламенителя с большим диаметром (12 мм) в выходном сечении, выше, чем в отверстиях с меньшим диаметром (8 мм). В вариантах, в которых подвод горячих газов происходит в плоскости форсунки показывают лучшее распространение тепла в зоне обратных токов чем, когда подвод горячих газов осуществляется между форсунками. Так же для анализа результатов расчета был предложен критерий, который показывает оптимальные условия для воспламенения смеси.

УДК 629.7.036.3

И.И. Петухов, А.Ю. Лисица

МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕПЛОГИДРАВЛИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ В СИСТЕМЕ ПОДАЧИ ЖИДКОГО ВОДОРОДА ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ

На сегодняшний день возможности повышения эффективности углеводородных топлив практически исчерпаны, кроме того, все более остро стоит вопрос экологической безопасности. В связи с этим ключевое внимание уделяется водороду как топливу и особенно актуально это для газотурбинных двигателей. Водород имеет наивысшую массовую плотность энергии среди всех других реактивных топлив, однако отличается очень низкой плотностью и высоким коэффициентом диффузии. Это усложняет его хранение, подачу и пока не позволяют реализовать в полной мере потенциал водорода как топлива.

Использование жидкого водорода в качестве авиационного топлива осложняется не только его низкой температурой и плотностью, но также широким диапазоном рабочих параметров и реализацией парожидкостного состояния потока на отдельных этапах технологического цикла. Такие состояния существенно меняют характер течения и теплообмена, условия реализации критических явлений в потоке. Достоверное описание теплофизических свойств водорода и учет режимов течения во всем диапазоне рабочих и геометрических параметров являются важнейшими обязательными условиями при математическом моделировании процессов в системе подачи топлива.

Степень детализации процессов в потоке и уровень модели определяются решаемой задачей. Для быстропротекающих переходных процессов в трубопроводах и других элементах системы подачи используется CFD-моделирование водородного потока в трехмерной нестационарной постановке. Для отдельных элементов системы подачи топлива целесообразно рассматривать двумерную или одномерную модель и соответствующие карты режимов течения кипящего водорода.

При математическом моделировании течения водорода используются модели механики однофазных и гетерогенных сред с соответствующими граничными условиями. При расчете теплообменника или трубопроводов без теплоизоляции задача внешнего теплообмена решается с учетом осаждения на наружной стенке конденсированной фазы (водяного льда и компонентов воздуха). При CFD-моделировании используется RANS подход, модели многофазного потока «VOF» и «Euler», «Realizable k- ϵ » и «k- w » модели турбулентности, «Steady» и «Transient» решатели.

Детальное моделирование теплогидравлических процессов в системе подачи жидкого водорода позволит проектировать и изготавливать более эффективные элементы двигателя и топливной системы. Это позволит улучшить эффективность использования хладоресурса жидкого водорода, избежать нерасчетных и критических режимов работы системы, повысить безопасность хранения и подачи водорода на борту самолета, улучшить качество распыла газообразного водорода при подаче в камеру сгорания. Указанные преимущества приведут к снижению расхода жидкого водорода и массы топливной системы, уменьшению загрязнения окружающей среды, повышению безопасности использования водорода в качестве топлива.

CFD-МОДЕЛЮВАННЯ РОБОЧОГО ПРОЦЕСУ СТРУМЕНЕВОГО АПАРАТУ СИСТЕМИ КОНДИЦІЮВАННЯ ТА ПРОТИБЛЕДЕНІННЯ ЛІТАКА

Система кондиціювання та протибledenіння відіграє важливу роль в ефективній і надійній роботі літака та двигуна. Відбір повітря з двигуна при 250 кПа і 450 К зазвичай використовується для підтримки комфортного середовища для пасажирів, пілотів, вантажу, а також для запобігання обledenінню зовнішніх поверхонь літака і двигуна. Одним з найменш досліджених елементів таких систем є струменевий апарат або ежектор. Передача кінетичної енергії від одного потоку до іншого через безпосередній контакт є загальною рисою робочого процесу струменевих пристроїв. Ежектори, що застосовуються в системі кондиціювання та протибledenіння, використовують рівнофазні пружні середовища без фазових переходів. Основні компоненти ежектора включають первинне сопло, камеру всмоктування, камеру змішування, трубку горла постійної площі і дифузор. За рахунок різниці тисків між потоками вторинний потік прискорюється, «всмоктується» основним.

Математичний опис процесів всередині струменевого апарату дуже складний через складність рівнянь збереження маси, енергії та імпульсу, рівняння стану, деяких ізентропійних співвідношень і припущень, які необхідні для опису потекорозподілу в камері змішування. Використання коректних співвідношень дозволяє розрахувати характеристики ежектора, визначити критичні режими його роботи.

CFD-моделювання використовується для вирішення більшості технічних проблем, оскільки воно забезпечує краще розуміння характеристик потоку та процесів теплообміну. Задача додатково ускладнюється через комплексність процесів у камері змішування, високу швидкість потоків, суттєві зміни параметрів перехідного процесу. Незважаючи на ці домінуючі ефекти, багато існуючих CFD-досліджень процесів у струменевих пристроях розглядають проблему лише частково або мають обмежені припущення.

Базова система рівнянь для нерівноважного двофазного потоку з міжфазним енергомасообміном базується на використанні рівнянь нерозривності, збереження імпульсу та енергії для кожної фази. Неоднорідний по нормалі потік поблизу криволінійної стінки визначає параметри на вході в дифузор. При цьому задається висота його щілини. На етапі попереднього моделювання достатньо використовувати двовимірну модель, оскільки геометрія струменевого апарату представляє собою профільований плоский канал з досить великою шириною. Детальне CFD-моделювання буде здійснюватися на основі нестационарного вирішувача Pressure Based Solver, моделі турбулентності Realizable k-ε з використанням пакету ANSYS Fluent. Для оцінки достовірності результатів чисельного моделювання ентропія потоку та максимально досяжні параметри ежектора будуть контролюватись з інтегральним врахуванням ударних і хвильових втрат у камері змішування.

Сформована двовимірна математична модель двофазного потоку в ежекторі дозволяє розрахувати основні параметри робочого процесу та більш надійно проектувати такі пристрої. Удосконалена CFD-модель робочого процесу струменевого апарату дозволить інженерам прогнозувати характеристики потоку на всіх режимах роботи та зрештою підвищити ККД двигуна.

ЗАГАЛЬНІ ПИТАННЯ ДВИГУНОБУДУВАННЯ

УДК 629.735.33

Л.В. Капітанова

ВПЛИВ СТАНУ ЗЛІТНО-ПОСАДКОВОЇ СМУГИ НА ЕФЕКТИВНІСТЬ ГАЛЬМУВАННЯ ЛІТАКА ПРИ ЙОГО ЗЛЬОТІ

У посадкову дистанцію (ПД) входять етапи приземлення літака на злітно-посадкову смугу (ЗПС) негальмового та гальмівного (за допомогою гальмівних коліс) пробігу. Переміщення літака в момент приземлення (з підскоками) визначаються в основному посадковою конфігурацією та основними параметрами літака, а також технікою пілотування. На процес гальмування при пробігу впливають не тільки величина кінетичної енергії, а й стан поверхні ЗПС. Ефективність гальмування на гальмівному пробігу при посадці визначається величиною коефіцієнта тертя μ_a (зчеплення) шин гальмівних коліс з поверхнею ЗПС і структурою системи гальмування, що дозволяє працювати в початковій стадії з прослизанням, при якому досягається максимальне значення коефіцієнта тертя шини о поверхню ЗПС. З цієї причини, а також через наявність систем розгальмовування коліс, що дозволяють їм (колесам) працювати в зоні початку прослизання, дані про максимальний коефіцієнт тертя μ_a представляють більший інтерес, ніж відомості про величини коефіцієнтів тертя для затиснутого колеса.

У структурі доповіді розглянуті різні стани поверхні ЗПС: суха, засніжена та волога смуги, а також значення коефіцієнтів тертя з урахуванням прослизання. Так, для сухої ЗПС з асфальтобетону, значення коливається від 0,78 до 0,81; для вологої доріжки - від 0,2 до 0,8 (залежно від кількості вологи); від 0,24 до 0,35 для засніженої смуги (для різних умов) і рівно 0,18 - для сухого льоду. Конкретні значення μ_a наведено для 14 станів поверхні ЗПС.

Системний підхід до оцінки впливу стану поверхні ЗПС на гальмівний пробіг дозволив достовірно оцінювати довжину посадкової дистанції, а також уникати передчасного руйнування шин гальмівних коліс літака.

Таблиця

Середні значення максимального коефіцієнта тертя для вологої злітно-посадкової смуги

Поверхня смуги	Коефіцієнт тертя, μ_a	Середньоквадратичне відхилення швидкостей, σ	Диапазон швидкостей
Вологий бетон на основі портланд-цементу	0,36	0,13	53-94
	0,42	0,16	44-109
	0,43	0,12	33-93
Асфальтобетон при сильному дощі	0,90	0,09	61-103
Асфальтобетон при слабому дощі	0,53	0,07	48-98
Асфальтобетон при слабкому дощі і з калю-жами, що залишилися від попереднього дощу	0,8	0,1	69-91

Істотний вплив на ефективність взаємодії літака з поверхнею ЗПС надає і тип шин, що застосовуються в авіаційних гальмівних колесах. Встановлено, що використання шин з радіальним укладанням їх несучих шарів забезпечує витримування: триразову швидкість, чотириразове навантаження, дворазовий внутрішній тиск і трикратне обтискання порівняно з шинами, що мають похили укладання несучих шарів. Такий шлях є найефективнішим при вирішенні проблемного питання забезпечення безпеки посадок швидкісних літаків.

К.В. Майорова, Л.В. Капітанова

ВИКОРИСТАННЯ ПРИНЦИПУ ДОЦІЛЬНОСТІ МОДИФІКАЦІЙНИХ ЗМІН У ЛІТАКАХ ТРАНСПОРТНОЇ КАТЕГОРІЇ В УМОВАХ ЇХ ВИРОБНИЦТВА ТА ЕКСПЛУАТАЦІЇ

Процес створення та експлуатації модифікацій літаків транспортної категорії набув широкого поширення як у вітчизняному, так і у світовому літакобудуванні. Основний напрямком такого процесу є підвищення продуктивності (рейсової та годинної) літаків цього типу. Підвищення продуктивності реалізується насамперед шляхом збільшення комерційного навантаження ($m_{к.н}$) на борту літака. Це призводить до зміни основних параметрів літака, у тому числі і стартової маси модифікації (m_0) на етапах виробництва та експлуатації – до додаткових збільшення трудовитрат (ΔT).

Новий підхід базується на умові, що додаткові трудовитрати (ΔT_0) на таке доопрацювання, не повинні погіршувати економічних показників літака під час експлуатації, тобто собівартість авіап перевезень модифікації (a') не повинна перевищувати собівартості базового літака (a) за новим критерієм ($a' \leq a$).

Необхідність таких досліджень пов'язана з тією обставиною, що модифікаційні зміни літака здійснюються протягом усього його життєвого циклу шляхом поліпшення окремих параметрів: – комерційного навантаження ($\Delta m_{к.н}$); – урахування альтернативи збільшення трудовитрат (ΔT_0) на реалізацію змін і експлуатацію літака. Така постановка мети дослідження реалізована на підставі розроблених інформаційних моделей типу: $a = f(\Delta m_{к.н}, \Delta T_0)$.

Відповідно до розроблених інформаційних моделей проведено оцінювання необхідних модифікаційних змін по доцільності додаткових трудовитрат:

- поліпшення надійності в умовах експлуатації;
- комерційне переобладнання за умовами замовника;
- технічне обслуговування у аеропортах під час посадки;
- зменшення потоку відмов;
- поліпшення експлуатаційної технологічності.

Модифікаційні зміни у літаках транспортної категорії в умовах їх виробництва та експлуатації, реалізовано на основі моделей Арсона-Можаровського. Ці зміни дозволили проаналізувати їх вплив на розмір змінення комерційного навантаження ($\Delta m_{к.н}$), на собівартість авіап перевезень (a'). Було оцінено:

- доцільність модифікаційного доопрацювання літака з урахуванням додаткових трудовитрат на реалізацію цих доопрацювань в умовах виробництва літака;
- технологію формування параметрів авіарейсів, які забезпечують “нішу” конкурентоспроможності кожної конкретної модифікації для авіакомпаній-експлуатантів.

Ефективність використання принципу доцільності модифікаційних змін у літаках транспортної категорії, показано на прикладах літаків Ан-22 і Ан-124-100 в умовах їх виробництва та експлуатації.

В.І. Рябков, О.З. Двейрін

МЕТОДОЛОГІЯ ФОРМУВАННЯ ПРЕДМЕТНОЇ ОБЛАСТІ І МОДИФІКАЦІЙНИХ ЗМІН У ВАЖКОМУ ТРАНСПОРТНОМУ ЛІТАКУ

Сімейство цивільних важких транспортних літаків типу Ан-124-100М, Ан-124-100-150 і Ан-124-100М-150 створено на Державному підприємстві “Антонов” на базі сертифікованого важкого транспортного літака Ан-124-100. Науковою основою таких конструкторсь-

ких змін є методологія розвитку важких транспортних літаків шляхом реалізації модифікаційних змін, що базується на таких фундаментальних принципах та умовах:

- принцип декомпозиції модифікаційних змін у структурі “базовий літак- модифікації”;
- принцип спадковості модифікацій і базового літака за параметрами, що змінюються на етапі проектування;
- принцип доцільності модифікаційних змін параметрів, що змінюються в умовах виробництва й експлуатації;
- умова базування більш важких модифікацій на аеродромах, заявлених для базового літака;
- показники інтегральної ефективності модифікацій важкого транспортного літака.

На основі цих принципів розроблено предметну область прийняття рішень у процесі розвитку важких транспортних літаків:

- метод відображення структури “базовий літак- модифікації” у вигляді комплексної характеристики їх ефективності;
- подання параметрів модифікаційних змін на основі системи об’єктів їх реалізації за показниками інтегральної ефективності;
- формування геометрії системи несних поверхонь за показниками аеродинамічної якості на етапі проектування важкого літака;
- метод оцінювання доцільності модифікаційних змін в умовах виробництва;
- забезпечення конкурентоспроможності модифікацій Ан-124-100М та перспективної модифікації Ан-124-100М-355, що реалізує їх повну перевагу не тільки за вантажопідйомністю, а й за критерієм питомих витрат протягом життєвого циклу як показника інтегральної ефективності.

У порівняльній постановці розглянуто три перспективні модифікації Ан-124-100М зі злітними масами 355, 385 і 392 т і вартістю 150, 175 і 200 млн дол. відповідно.

При цьому встановлено, що найбільшу рейсову роботоздатність ці модифікації мають на лініях протяжністю приблизно 6000 км при тривалості польоту 6 год і комерційному навантаженні 80...100 т. Також показано, що найменший критерій питомих витрат за життєвий цикл має модифікація Ан-124-100М-355 ($B_{жц} = 0,45$ дол./т·км·р).

На основі такого подання комерційних рейсів встановлено, що зі збільшенням часу польоту витрати на рейс та його часові тарифи істотно знижуються від $25 \cdot 10^3$ до $15 \cdot 10^3$ дол./год, а зміна річного нальоту з 1000 до 3000 льотн. год дає змогу знизити тариф на авіап перевезення від $3,5 \cdot 10^5$ до $2,0 \cdot 10^5$ дол./год, що краще за аналогічний показник літака Б-747-400.

UDC629.7.036.8:621.039.578(043.2)

О.О.Колков (O.O.Kolkov)

ПЕРСПЕКТИВИ ТА ПРОБЛЕМИ ВИКОРИСТАННЯ ЯДЕРНИХ ДВИГУНІВ (PROSPECTS AND PROBLEMS OF USING NUCLEAR ENGINES)

At the moment, the world is facing a critical issue regarding fuel, economy, etc.

Many ways have already been devised to reduce fuel consumption and increase efficiency for different types of engines. But, despite high progress in this direction, the issue of fuel efficiency is still one of the most important. At present, the main types of engines used in aircraft have almost exhausted their potential for improvement. All operations to improve them are reduced to reducing weight and noise level. Therefore, it is necessary to pass to fundamentally new types of engines. One of these is the nuclear engine proposed in this article. Many may remark that this type of engine is not new and research and development of this type of installation, conducted in the 60s-70s of last century. But at that time, nuclear energy was just beginning to be studied by mankind.

Because of this, many developments did not have proper ways to research and develop these types of power plants. Accordingly, the potential of such engines has not been disclosed.

For aircraft, a nuclear power plant consists of a nuclear reactor and a gas or steam turbine. There is also the option of using a nuclear rocket engine. The advantages of such engines are almost unlimited autonomy, high power, it is possible to use the aircraft at high speed for a long time. Also, such engines can increase the useful weight of the aircraft and ensure its use in difficult conditions (North Pole, desert, etc.).

Such engines can be used in both pilot and unmanned aerial vehicles. In the case of an aircraft with a crew, care must be taken to protect it. The design of such protection is an individual task for each aircraft, as any material can be used as radiation protection. In the case of aircraft in the design of protection should achieve its low weight. As an example, you can use pure water with a density of nuclei $N_H = 6.6 \cdot 10^{22}$ hydrogen atoms/(sm³) due to its chemical inertness and high capabilities as a solvent.

In the case of unmanned aerial vehicles, protection can be neglected. For them, the prospect of using nuclear engines is also high. For example, a drone tasked with patrolling the area can do so without refueling, stopping only for maintenance. In 2003, the US Air Force Research Laboratory developed a nuclear engine for the Global Hawk reconnaissance aircraft to extend its in-flight stay to several months. The program did not succeed.

The main disadvantage of aircraft with nuclear power plants are the problems of their disposal, on the example of nuclear icebreakers, we can see that vehicles with this type of engine are simply sent to the parking lot. The second major problem is the fall of the aircraft, which could lead to a local nuclear catastrophe. In this case, you can try to design a compartment with a nuclear power plant that will be fired and landed on parachutes in the event of a critical situation with the aircraft.

УДК 621.45.015

В.В. Нерубасский

ПД-14 – ДВИГАТЕЛЬ ПРОГРЕССА

ТРДД ПД-14 является первым и единственным в России гражданским авиационным двигателем 5-го поколения. В него вложены большие финансовые ресурсы, для него разработаны новые материалы и технологии, развернута безпрецедентная рекламная компания. Попробуем разобраться – может ли ПД-14 быть предметом гордости?

ПД-14 официально начал разрабатываться с конца 2007 г., основным объектом его применения стал российский перспективный среднемагистральный авиалайнер МС-21. Основные конструкторские работы были завершены к середине 2011 г., а в июне 2012 г. состоялся первый запуск двигателя-демонстратора. В октябре 2015 г. – марте 2017 г. опытный двигатель ПД-14 проходил летные испытания на борту летающей лаборатории Ил-76ЛЛ в ЛИИ им. М.М. Громова в Жуковском (общая наработка более 48 ч). В декабре 2020 г. состоялся первый полет самолета МС-21-310, оснащенного ПД-14.

При создании ПД-14 было разработано и применено 16 ключевых технологий, позволивших достичь нужных характеристик. Это широкохордные титановые лопатки вентилятора; применение "блисков" в компрессоре ВД; рабочие и сопловые лопатки турбины ВД, выполненные из новейших монокристаллических сплавов; полые рабочие и сопловые лопатки турбины НД из алюминид титана; широкое применение КМ в конструкции мотогондолы и т.д.

ПД-14 – не единственный в своем классе тяги (120...140 кН) двигатель и ему придется конкурировать как минимум с двумя соперниками: PW1000G и LEAP-1, разработанными специально для авиалайнеров нового поколения Эрбас А320neo и Боинг 737MAX. Ключевая особенность ТРДД PW1000G – редукторный привод вентилятора. LEAP-1 – преемник одного из самых массовых и успешных гражданских ТРДД CFM56, создан с использованием узлов

”флагманского” двигателя фирмы Дженерал Электрик GEHx.

ПД-14, LEAP-1 и PW1000G близки по характеристикам и отличаются друг от друга по массе на 1,5-2,5%, по тяге на 2-5%, а по удельному расходу топлива не более чем на 2%. Близок и уровень применяемых материалов и технологий. Основное отличие ПД-14 – более низкая степень двухконтурности (8,5 вместо 11 и 12 у конкурентов) и меньшая на 60-80° температура газов на входе в турбину. Если бы для него были выбраны параметры термодинамического цикла, близкие, например, к LEAP-1A, то он мог бы иметь несколько лучшую экономичность, чем конкуренты.

Действительно, для российского авиадвигателестроения ПД-14 – это гигантский скачок, вплотную приблизивший, но никак не обогнавший уровень западных технологий. Единственное серьезное место, где наблюдается отставание от конкурентов на 6-7 лет – это объемы производства и эксплуатационная готовность. Эта ситуация еще более усугубилась в связи с началом войны с Украиной и введением санкций против России. Проблемы с импортозамещением официально отодвинули начало серийного производства ПД-14 на 2024 г., но многие считают этот прогноз слишком оптимистичным.

УДК 389.6:629.7.01

Г.М. Марініна, С.М. Степаненко

АНАЛІЗ РЕЗУЛЬТАТИВНОСТІ ПРОЦЕСІВ СУЯ ТА ВИЯВЛЕННЯ КОРИННИХ ПРИЧИН НЕВІДПОВІДНОСТЕЙ НА БАЗІ ВИМОГ ЗАІНТЕРЕСОВАНИХ СТОРІН

Успішність системи управління якістю залежить від того, наскільки результативними і ефективними будуть процеси, що здійснюються під управлінням цієї системи. У відповідності до вимог стандарту ISO 9001:2015 одним з основних принципів функціонування системи управління якістю є застосування процесного підходу. Процесний підхід має ряд переваг перед іншими підходами до управління. На сьогоднішній день процесний підхід є найбільш прогресивним, тому широко застосовується у різних сферах діяльності. Він дозволяє визначити причинно-наслідкові зв'язки виникнення проблем, а також з'ясувати де і коли виникла проблема і яка корінна причина її виникнення. Вибір показників діяльності і критеріїв для оцінки результативності процесів системи управління якістю є найбільш важливим етапом в проведенні цієї роботи, оскільки отримувані результати повинні давати вищому керівництву підприємства найбільш адекватні дані про стан функціонування контрольованих процесів і намічати можливі шляхи поліпшення як самої системи, так і якості тих цінностей, що створюються в результаті кожного даного процесу. Розглядається методика аналізу результативності процесів, яка починається з визначення контексту (ділового середовища), в умовах якого повинен здійснюватися контрольований процес. Встановивши зовнішній і внутрішній контекст, який може впливати на конкретний контрольований процес, необхідно визначити набір потреб зацікавлених сторін, з якого можна отримати складові ризиків та можливостей для виконання кожного процесу, що розглядається. Для аналізу ризиків та можливостей пропонується застосувати методологію аналізу видів та наслідків потенційних дефектів, відому як метод FMEA. Контрольовані показники процесу і критерії їх результативності вибираються, виходячи з найбільш рейтингових потреб зацікавлених сторін. В разі, коли певні показники результативності процесу не задовольняють вище керівництво підприємства, проводиться пошук причин низького рівня показника результативності. Кінцевою метою є визначення корінної причини невідповідності для організації робіт по її усуненню. Аналіз пропонується проводити з використанням Excel-таблиць. Наведено приклад визначення корінної причини невідповідності процесу «Проектування авіаційних двигунів».

АВТОМАТИЧНЕ КЕРУВАННЯ І ДІАГНОСТИКА

УДК 681.2

Г.С. Ранченко, А.Г. Буряченко, В.М. Грудинкин

ОСОБЕННОСТИ ТРЕБОВАНИЙ СТАНДАРТА DO-254, ИСПОЛЬЗУЕМОГО ПРИ РАЗРАБОТКЕ РЕГУЛЯТОРОВ АВИАДВИГАТЕЛЕЙ

Предприятие АО «Элемент» – сертифицированный разработчик и изготовитель комплектующих изделий авиационной техники, в рамках разработки нового регулятора ГТД РДЦ-450М-117В внедряет в процесс разработки изделий, а именно, их аппаратной части, требования и рекомендации Руководства по гарантии конструирования бортовой электронной аппаратуры RTSA DO-254, аналогично ранее внедренному RTSA DO-178 для встроенного программного обеспечения упомянутых изделий.

Необходимость внедрения этих документов, разрабатываемых Radio Technical Commission for Aeronautics, обусловлена стремлением отечественных разработчиков и изготовителей изделий авиационной техники к интеграции в систему международного взаимодействия в области авиастроения. Было проведено сравнение требований DO-254 с требованиями отечественного стандарта ДСТУ 3974-2000 к проведению разработки в части последовательности этапов и содержания работ. Установлено, что, работая в соответствии с требованиями действующей отечественной системы стандартов, украинские предприятия-разработчики (в том числе АО «Элемент») в достаточной мере обеспечивают полноту прохождения того, что во внедряемом Руководстве DO-254 названо «жизненным циклом конструирования аппаратуры» и что основные различия заключаются в форме документирования процессов и результатов разработки. В ходе сравнения выявлены также и отличия понятия планирования согласно DO-254 и в отечественной практике и проведены аналогии между планами в интерпретации DO-254 и документами, традиционными для системы отечественных стандартов.

В части практического освоения форм и методов документирования процессов жизненного цикла разработки бортовой аппаратуры предприятие АО «Элемент» в настоящее время находится на начальной стадии, впервые внедряя их в проводимой в настоящее время разработке регулятора РДЦ-450М-117В для авиадвигателя ТВ3-117ВМА-СБМ1В. Одной из перспектив работы предприятия в рассматриваемом направлении является интеграция требований и рекомендаций DO-254 в систему стандартов предприятия, действующих в рамках сертифицированной системы менеджмента качества.

УДК 004.42:006.063:629.73:338.45

В.В. Нерубасский, Д.А. Лавренюк

ВЫБОР И КВАЛИФИКАЦИИ ИНСТРУМЕНТОВ РАЗРАБОТКИ ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ДЛЯ ЭЛЕКТРОННЫХ САУ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

На начальном этапе планирования разработки встроенного ПО для электронных систем управления (ЭСУ) большое значение имеет выбор программных инструментов (средств разработки, верификации, тестирования, документирования). В соответствии с требованиями DO-330/ED-215 эти инструменты должны быть квалифицированы. Специалисты АО «Элемент» делятся своим опытом и взглядами по данному вопросу.

Условно инструменты разработки ПО для ЭСУ можно разделить на две большие категории: а) коммерческие программные пакеты с ручным написанием кода (Microsoft Visual

Studio, IAR Embedded Workbench, CubeIDE и другие; б) коммерческие модельно-ориентированные пакеты с возможностью генерации кода (Matlab/Simulink, SCADE и другие). Даются краткие характеристики этих инструментов, оценивается уровень квалификации персонала.

Процесс квалификации инструментов разработки ПО для ЭСУ по требованиям DO-330/ED-215 требует выбора одного из критериев, по которому определяется применимый уровень квалификации инструмента (TQL) в зависимости от уровня критичности ПО. Большинство разработчиков ПО предпочитают использовать покупные инструменты (COTS). Однако квалификация этих инструментов проводится не разработчиком инструмента, а непосредственно разработчиком ПО, причем квалификация должна проводиться для каждого проекта! Сам процесс квалификации подробно описан в DO-330/ED-215. В целом придется подготовить как минимум 14 документов, описывающих процессы жизненного цикла инструмента. Названия и содержание этих документов примерно соответствует тем, которые создаются при сертификации ПО по DO-178C/ED-12C.

Помощь в квалификации инструментов призваны оказать появившиеся в последнее время коммерческие пакеты, обеспечивающие поддержку разработчиков встраиваемого ПО, например LDRA Tool Suite, Parasoft C/C++test и др. Но излишнее доверие к таким COTS-пакетам квалификации инструментов может вызвать ряд проблем, самыми существенными из которых является совместимость с целевым микропроцессором.

Делается вывод о том, что выбор и квалификации инструментов требуют должного внимания. Важное значение имеют стоимость и универсальность инструментов. Отмечается, что уровень квалификации напрямую влияет на трудозатраты. Так, для авиации, для квалификации инструмента по наивысшему уровню А DO-178C/ED-12C, требуется выполнение 76 контрольных мероприятий.

УДК 681.2

А.Г. Буряченко

МЕТРОЛОГИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ РАЗРАБОТКИ И ИСПЫТАНИЙ ДАТЧИКА ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНОГО ДАВЛЕНИЯ ДЛЯ АВИАКОСМИЧЕСКОГО ПРИМЕНЕНИЯ

АО «Элемент» по заказу ГП «КБ «Южное» разработан датчик дифференциального давления ПЗ19Ю-Д. Основными требованиями, выдвигаемыми к первичному преобразователю, является проведение контроля давления химически агрессивной среды – ракетного топлива, и выполнение измерений сравнительно небольшого дифференциального давления в условиях воздействия рабочего избыточного (линейного) давления, верхний предел изменений которого на порядок превышает предел измеряемого дифференциального, при этом необходима минимизация дополнительной погрешности, которая обусловлена воздействием рабочего избыточного давления.

В качестве первичного преобразователя был выбран сенсор серии PD-10L фирмы Keller, наиболее удовлетворяющий заданным требованиям.

В рамках мероприятий по метрологическому обеспечению разработки и испытаний датчика был создан специализированный стенд для исследования влияния рабочего избыточного давления на выходной сигнал при изменении контролируемого дифференциального давления в диапазоне измерений. Стенд был оснащен калиброванным измерителем дифференциального давления DPT-10 фирмы Wika, обеспечивающим измерение перепада 0 – 16 бар в условиях воздействия рабочего избыточного давления 150 – 166 бар с погрешностью не превышающей $\pm 0,1$ % и градуировку выпускаемых датчиков в условиях, воспроизводящих наиболее ответственные измерения при эксплуатации, устранив тем самым дополни-

тельную составляющую погрешности. При необходимости имеется возможность проградуировать измеритель до 400 бар.

Спустя полтора года после градуировки в течение полугода периодически исследовались характеристики датчика ПЗ19Ю-Д: основная погрешность в диапазоне измерений дифференциального давления от нуля до 16 бар и суммарная погрешность в диапазоне измерений при воздействии линейного давления 150 – 166 бар, в результате чего была установлена их стабильность с течением времени – основная погрешность не превышала $\pm 0,25\%$.

Установлено, что влияние рабочего избыточного давления выражается в практически параллельном смещении характеристики, то есть главная составляющая дополнительной погрешности – смещение нуля, а изменение чувствительности гораздо менее существенно. На основании полученных результатов было признано приемлемым учитывать только смещение нуля и принято решение указывать в паспорте датчика наряду с номинальной функцией преобразования также и поправку на смещение при воздействии рабочего избыточного давления 150 бар.

УДК 629.735.035.3'7:681.51

С.В. Єнчев, С.О. Таку

ІНФОРМАТИВНІ КРИТЕРІЇ ВИЗНАЧЕННЯ ПЕРЕДПОМПАЖНИХ СТАНІВ КОМПРЕСОРА АВІАЦІЙНОГО ГТД

Помпаж – це небезпечний режим роботи компресора, у цьому режимі відбувається дестабілізація і, зрив потоку, які викликають інтенсивні коливання тиску робочого тіла в проточній частині або газодинамічні удари. Помпажні явища в ГТД призводять до втрати тяги, супроводжуються зростанням температури газів перед турбіною і підвищенням рівня вібрацій в результаті великих амплітуд пульсацій тиску і масових витрат по тракту двигуна. Можливість появи цих явищ є серйозною перешкодою на шляху збільшення надійності ГТД зокрема і безпеки польотів в цілому. Дослідження нестационарних процесів у компресорах показує, що помпажу передують такі явища як передзрив та обертний зрив, які називаються передпомпажним станом компресора авіаційного ГТД.

Метою дослідження є розробка інформативних критеріїв для своєчасного виявлення передпомпажного стану компресора авіаційного ГТД і побудова антипомпажного алгоритму функціонування запропонованого ідентифікатора, що базується на розроблених критеріях.

Для оцінки стійкості періодичностей пульсацій тиску пропонується обробляти та порівнювати сигнали, отримані від розташованих у компресорі малоінерційних датчиків. У статті сформовані інформативні критерії для ідентифікації передпомпажного стану компресора авіаційного ГТД. Перший критерій – рівень стійкості періодичної складової пульсацій тиску. Другий критерій – межа відносного розмаху пульсацій тиску в компресорі.

За допомогою отриманих критеріїв передпомпажну область поділена на передзрив, слабкий зрив та інтенсивний зрив. Така деталізація дозволяє запобігти помилковому спрацюванню (на режимах великих витрат) і передчасного спрацювання (при неінтенсивному зриві) системи антипомпажного регулювання. На основі отриманих критеріїв розроблено алгоритм для антипомпажного регулювання, за яким антипомпажна система готується до спрацювання, коли в проточній частині компресора виникає передзрив або слабкий зрив, і спрацює при появі інтенсивного зриву. На підставі антипомпажного алгоритму пропонується схема ідентифікатора передпомпажних станів компресора авіаційного ГТД у вигляді трирівневої системи сигналізації та захисту. Сформульовані рекомендації для практичної реалізації ідентифікатора.

В.Ф. Миргород, І.М. Гвоздева, В.В. Будашко

АПРОКСИМАЦІЙНО – МАРКІВСЬКІ МОДЕЛІ ЗМІНИ ПАРАМЕТРІВ ТЕХНІЧНОГО СТАНУ ЕНЕРГЕТИЧНИХ УСТАНОВОК

Проектування та впровадження систем автоматичного керування зміною координат стану та вихідних змінних силових та енергетичних установок складається з декількох послідовних етапів, при виконанні яких широко застосовуються засоби математичного моделювання. Одним з найбільш важливих таких етапів є відпрацювання створеної системи (регулятора) на напівнатурному стенді. Такий стенд містить, як правило, створений зразок системи з фізично реалізованими вимірювальними каналами, а об'єкт керування та виконавчі пристрої виконуються у вигляді комп'ютерної математичної моделі реального часу (стенд-імітатор). Проблемним питанням є вирішення протиріччя між вимогами адекватності комп'ютерного експерименту реальним умовам експлуатації та можливостями стенду-імітатора, оскільки математична модель об'єкту керування є детермінованою. В реальних умовах мають місце випадкові збурення, що зумовлює випадковий характер вихідних вимірювальних координат об'єкту керування. Застосування відомих методів статистичного моделювання обмежено вимогами щодо стаціонарності, оскільки керовані об'єкти є багаторежимними. Вирішення вказаного протиріччя пропонується шляхом застосування нової інформаційної технології, яка складається в послідовному виконанні етапів попередньої апроксимації часових рядів відхилень таких змінних від сформованої апроксимаційної моделі, та етапу статистичного моделювання. В якості статистичної моделі випадкових процесів відхилень таких змінних від сформованої апроксимаційної моделі пропонується модель Марківського процесу, що враховує можливу корельованість вихідних даних. Оскільки вимірювальні канали сучасних систем управління є виключно цифровими, тому завдяки дискретизації за часом та рівнем, досліджувані процеси утворюють Марківський ланцюг, що дозволяє встановити важливі особливості таких процесів. Застосування апроксимаційної моделі забезпечує умови стаціонарності та коректність пропонованої моделі. Вирішено прикладне завдання моделювання зміни параметрів технічного стану багаторежимного технічного об'єкту в довготривалій експлуатації на основі запропонованої моделі та експериментальних даних.

Є.О. Кононихін

РЕЗЕРВОВАНА СИСТЕМА КЕРУВАННЯ ЕЛЕКТРИЧНОЮ СИЛОВОЮ УСТАНОВКОЮ НА БАЗІ ФІЛЬТРУ КАЛМАНА

Сучасні тенденції розвитку авіації безперервно пов'язані з електрифікацією літальних апаратів. Так, згідно з вимогами розвитку авіації, що висувуються світовими співтовариствами, вже до 2050 року авіація повинна стати вуглецево-нейтральною, що досягатиметься в першу чергу впровадженням електричних силових установок з електродвигунами як джерело механічної енергії. Найбільш затребуваним типом електродвигунів є вентильні електродвигуни, оскільки вони мають найвищий рівень питомої енергії.

Оскільки створення крутного моменту у вентильному типі двигунів забезпечується за рахунок створення магнітного вектору в статорі, орієнтованого під певним кутом щодо постійних магнітів ротора, актуальною є задача визначення положення ротора даних електродвигунів різними способами. Використання рішень з датчиками положення ротора ускладнює конструкцію системи, ускладнює завдання резервування та знижує напруження на відмову системи. Відомі системи визначальні положення ротора за рахунок використання

спостерігачів, проте відомі системи мають низьку надійність через схильність до зривів на нерозрахункових режимах роботи і у разі виходу з ладу вимірювальних датчиків. З метою створення високонадійної системи управління електродвигуном була запропонована та реалізована система управління на базі розширеного фільтра Калмана. Система управління є надмірною за набором датчиків, у зв'язку з чим будь-яка з одиничних відмов діагностується і парується без втрати потужності силової установки на режимах роботи, що встановилися. У зв'язку з високою частотою обертання струмового вектору (14000 радіан в секунду і більше) частоти виклику алгоритму повинні становити більше 20 кГц, що вимагало вирішити додаткові технічні завдання щодо вибору оптимальної кількості ступенів свободи моделі, оптимізації продуктивності алгоритмів фільтра та системи управління. В результаті випробувань розробленого алгоритму на експериментальній установці було показано високий рівень характеристик алгоритму.

УДК 629.7.01

О. В. Бондаренко, С. В. Єніфанов

ОСОБЛИВОСТІ КЕРУВАННЯ ПАРАМЕТРАМИ ПОВІТРЯНОЇ СИСТЕМИ ЛІТАКА

Деякі системи літального апарата (ЛА) потребують повітря з тиском вище атмосферного. Наприклад, система кондиціонування. Джерелом повітря є компресор газотурбінного двигуна (ГТД). Система, яка призначена для підготовки та подачі повітря з компресора ГТД до систем ЛА, називається системою підготовки повітря (СПП). Стабільність тиску є необхідною умовою для стабільної та справної роботи споживачів повітря, тому процес регулювання тиску на виході з СПП є актуальним та важливим.

Нами розглянуто СПП транспортного літака. Регулювання ускладнюється досить широким діапазоном споживаної витрати повітря, а також рівнем тиску повітря, що відбирається від компресора (2...12 атм). Попри зміни режиму роботи ГТД та споживачів СПП має підтримувати тиск відповідно до заданих вимог.

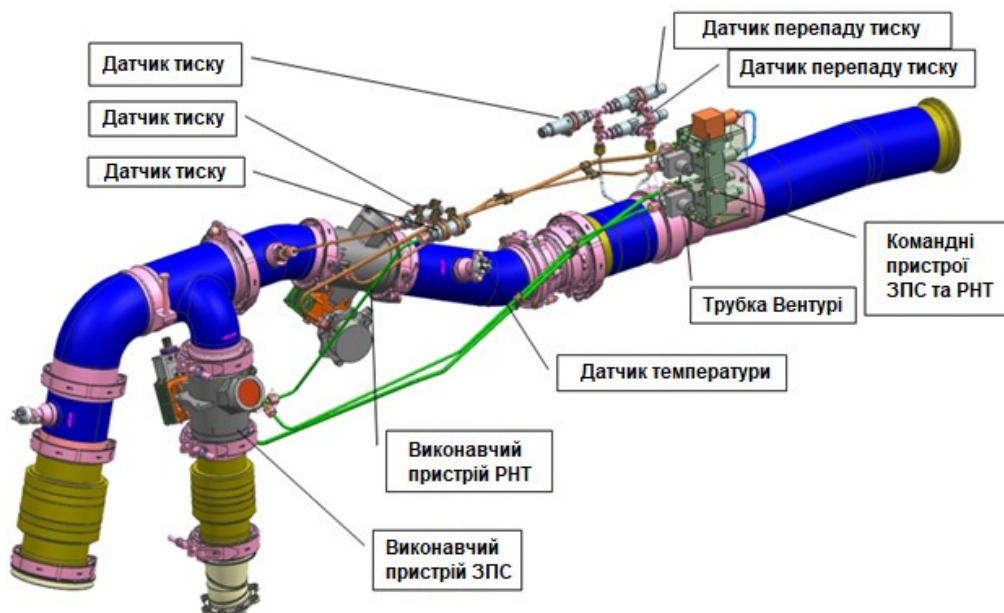


Рис. Структура СПП

Метою роботи була модернізація СПП, що вже існує, шляхом оптимізації законів керування. Для вирішення цього завдання побудова моделі з високою деталізацією (на основі

методускінченних елементів) не є доцільною. Тому як середовище для моделювання використано пакет фізичного моделювання Simulink/Matlab та його бібліотека Simscape.

У роботі розглянуто особливості моделювання елементів СПВ (електромагнітних клапанів, виконавчого механізму, регулятора надлишкового тиску, трубопроводів, споживачів) у цьому середовищі. Розглянуто аналіз, синтез та експериментальні випробування предиктивного регулятора керування тискув системі з великою інерцією.

УДК 629.7.01

С.В. Єпіфанов, О.В. Бондаренко, Р.Р. Джаббаров

ФОРМУВАННЯ МАТЕМАТИЧНОЇ МОДЕЛІ ТУРБОВАЛЬНОГО ДВИГУНА НА РЕЖИМІ ЗАПУСКУ

У сучасному двигунобудуванні значне місце посідає математичне моделювання робочих процесів. Воно застосовується як при проектуванні, так і при доведенні, випробуваннях двигуна та його систем. Зокрема математичні моделі використовуються при розробці та доведенні систем автоматичного керування. Удосконалення моделей та тенденція до збільшення об'єму їх використання при випробуваннях призвела до необхідності створення динамічних моделей в області запуску. Використання моделей, в тому числі в області запуску, зменшує кількість натурних випробувань двигуна та його систем, що призводить до прискорення проектування та зменшення витрат. Але внаслідок того, що процеси під час запуску та на робочих режимах суттєво відрізняються одне від одного, стає неможливим використання динамічних моделей робочих режимів для моделювання запуску. Це накладає певні умови на процес створення моделі. Тому в цій роботі розглянуті особливості ідентифікації моделей в області запуску.

В процесі ідентифікації широко використовуються експериментальні дані з випробувань двигуна, для якого створюється модель. Тому існує мінімально необхідний список параметрів та показників двигуна, без яких процес ідентифікації неможливий. До них входять частоти обертання роторів, значення тиску та температури в перерізах проточної частини, зовнішні умови. Однак є ряд параметрів, присутність яких в експериментальних базах даних чи додаткових матеріалах значно спрощує модель та робить її більш точною. До таких можна віднести інформацію про пусковий пристрій:

- ✓ моментна характеристика (залежність моменту стартера від частоти обертання, температури та тиску повітря на вході в стартер);
- ✓ передатне число (відношення частот обертання роторів високого тиску та стартера);
- ✓ реєстраційні данні про температуру і тиск повітря на вході до повітряного турбо-стартера під час запуску, а також дискретний сигнал-ознака ВІДКР/ЗАКР заслінки ПТС (повітряний турбо-стартер);

На жаль, при побудові моделі довелося стикатися з відсутністю перелічених параметрів. Методика, що існувала раніше (Сіренко, Ф.Ф. Ідентифікація характеристик газотурбінного двигуна в області запуску. Дисс. канд. техн. наук, Харків, ХАІ, 2014), передбачала наявність цієї інформації. Відсутність цих параметрів призводить до необхідності коригувати запропоновані методи при ідентифікації моделей. Так само використовуємо поняття статичної характеристики на режимі запуску, але методика має деякі відмінності від згаданої дисертації:

- ✓ ідентифікація відбувається, спираючись не лише на статичну характеристику з діапазону робочих режимів. Ідентифікація залежностей динамічного коефіцієнта та статичної характеристики відбувається сумісно, використовуючи результати реєстрації стендових випробувань.

Для моделей робочих режимів використовуються нелінійні моделі, що створені на основі рівнянь сумісної роботи вузлів двигуна. Однак через те, що для області запуску неможливо використовувати ті самі залежності, що й для опису процесів на робочих режимах, та через відсутність характеристик вузлів, для цього етапу роботи двигуна стає неможливим використання моделей робочих режимів для створення моделі запуску. Тому ані рівняння, ані коефіцієнти лінійної динамічної моделі (КЛДМ) не використовуються в процесі ідентифікації моделі в області запуску. Але всі моделі не працюють окремо, незалежно одна від іншої, а є частинами загальної моделі двигуна. Тому необхідно, аби вони відтворювали параметри двигуна безперервно та без стрибків, що не мають фізичного підґрунтя.

Певною складністю є процес поєднання моделей запуску та робочих режимів, оскільки структура цих моделей різна. Запропоновано використати єдину структуру для всіх режимів роботи двигуна:

$$\dot{n} = \frac{1}{J} b(G - G^{CT}).$$

Але суттєвим і принциповим залишається вплив вмикання та вимикання пускового пристрою, який неможливо ігнорувати. Запропоновано враховувати це за допомогою введення поняття статичних характеристик витрати палива з увімкненим та вимкненим пусковим пристроєм.

Запропонована методика побудови моделі враховує недоліки попередньої та має переваги:

- ✓ вища точність за рахунок використання результатів стендових випробувань для побудови моделі;
- ✓ спрощена процедура поєднання моделей запуску та робочих режимів.

УДК 629.7.01

С. В. Єпіфанов, С.Ю. Свєженцев, К.М. Підгорський

ВИЗНАЧЕННЯ ВЛАСНИХ ЧАСТОТ РОТОРНОЇ СИСТЕМИ ВЕРТОЛЬОТУ З УРАХУВАННЯ ВПЛИВУ СИЛОВОЇ УСТАНОВКИ

При проектуванні вертолітних силових установок виникає проблема узгодження двигунів з вертольотом, яке виконується в декількох напрямках: масо-габаритні параметри, центрування, узгодження питомої та наявної потужності в заданому діапазоні польотних умов, узгодження роботи паливної, повітряної та інших систем. Один з цих напрямів – узгодження частотних характеристик силової установки та роторної системи вертольоту, зокрема забезпечення вибору частоти керування двигунами з метою запобігання резонансу з роторною системою. Упровадження цифрових систем автоматичного керування дозволяє суттєво покращити якість керування авіаційними газотурбінними двигунами: точність підтримування та обмеження заданих значень параметрів, швидкодія та стійкість. Проте дискретність керування спричиняє коливання крутильного моменту на вивідному валі, який проводиться свільною турбіною, частота яких може бути близькою до однієї з власних частот роторної системи.

В роботі розглянуто завдання визначення власних частот крутильних коливань роторної системи вертольоту. Система складається з двох двигунів, сполучених з головним редуктором обгінними муфтами, ротора з втулкою головного гвинта та хвостового гвинта з відповідною трансмісією. Сполучення цих елементів утворює розмержену роторну систему, модель якої утворена сполученням обертових інерційних мас, пов'язаних з валами, які мають крутильну пружність і демпфування. При формуванні моделі було ураховано, що, якщо використовувати значення моментів інерції, коефіцієнтів жорсткості та коефіцієнтів демпфування, які зведені до частоти обертання одного ротора, то можна розглядати систему, всі елементи якої обертаються з тією ж частотою, що й цей ротор.

Розглянуто декілька методів визначення власних частот крутильних коливань:

- 1) аналітичні методи, основані на складанні системи диференціальних рівнянь руху системи аналітичному визначенні коренів характеристичного рівняння;
- 2) чисельний метод, оснований на складанні матриці системи та чисельному пошуку її власних чисел, які квадратами шуканих власних частот;
- 3) чисельний метод, оснований на реалізації математичної моделі роторної системи в програмному середовищі об'єктно-орієнтованого моделювання та використання вбудованих функцій частотного аналізу.

Роторна система вертольоту, що розглядається, має десять пружних елементів. Відповідно, система диференціальних рівнянь, характеристичне рівняння та матриця системи мають десятий порядок.

Розглядаючи аналітичні методи (пряме розв'язання характеристичного рівняння, метод Хольцера, метод Толлета, метод ланцюгових дробів Терських, ми переконалися в тому, що ці методи доцільно використовувати для систем не вище четвертого-п'ятого порядку внаслідок квадрати точності та високої ймовірності технічних похибок. Найбільш ефективним виявилось застосування чисельного моделювання роторної системи в середовищі Simulink/Matlab з використанням бібліотеки Simscape.

У ході моделювання отримано наступні результати:

- 1) Вивчена описано моделі основних елементів, з яких можна скласти модель роторної системи: інерційна обертова маса, обертова пружина, обертовий демпфер, задатчик крутильного моменту, датчик кутового переміщення, генератори сигналів, реєстратори сигналів і блок формування діаграми Бode.

- 2) Складено моделі найпростіших роторних систем: одновального дводискового ротора та двовального тридискового ротора.

- 3) Результати моделювання порівняно з результатами аналітичного аналізу цих систем. Показано, що у частотному діапазоні, який становить інтерес, вони повністю співпадають. Це дозволяє визнати верифікацію методу успішною та рекомендувати його для застосування до більш складних систем.

- 4) У результаті моделювання двовального тридискової системи підтверджено теоретичний висновок про те, що демпфування практично не впливає на власні частоти системи, однак може суттєво зменшити резонансні амплітуди. Тому запропоновано в подальшому визначити власні частоти без урахування демпфування.

- 5) Визначено характерні конфігурації роторної системи для наступного аналізу, які можуть мати різні частотні характеристики: штатна конфігурація з двома працюючими двигунами, конфігурація з одним працюючим двигуном і конфігурація в режимі авторотації.

- 6) Складено математичні моделі та за допомогою частотного аналізу визначено основні власні частоти для кожної конфігурації роторної системи.

- 7) Отримані результати підтверджено використанням альтернативного – матричного – методу аналізу.

ТЕХНОЛОГІЯ

УДК620.17:620.18:669.245.781.296

С.М. Данилов, Д.О. Тьомкін, В.В. Наумик, Д.В. Ткач, В.В. Клочихін, О.О. Педаш

КОМПЛЕКСНЕ МОДИФІКУВАННЯ ЖАРОМІЦНОГО НІКЕЛЕВОГО СПЛАВУ

Ливарні сплави з рівноісною полікристалічною структурою широко застосовуються у вітчизняному авіадвигунобудуванні, проте підвищення температури їх експлуатації призводить до необхідності пошуку додаткових шляхів з підвищення жароміцності цих сплавів. Одним з достатньо ефективних шляхів, що дозволяють забезпечити зростання експлуатаційних характеристик ливарних сплавів на нікелевій основі є модифікування. В даній роботі було виконане дослідження впливу комплексного модифікування на структуру жароміцного сплаву на нікелевій основі ЖСЗДК-ВІ.

Модифікування проводилось за різними технологічними схемами: високодисперсними частинками карбонітриду титану $Ti[Ti(C,N)]$, використанням $Ti[Ti(C,N)]$ при заливанні у форму з поверхневим модифікатором $CoAl_2O_4$, а також одночасного застосування комплексу об'ємних модифікаторів $Ti[Ti(C,N)]$ та $Ni-Y$. Серія дослідів дозволила встановити ефективність окремого впливу об'ємного модифікатора $Ti[Ti(C,N)]$ та його комплексного впливу сумісно з поверхневими модифікаторами та рідкоземельними металами на макро- та мікроструктуру жароміцного нікелевого сплаву. Було показано, що застосування модифікаторів дозволило значно подрібнити макроструктуру сплаву, причому найбільший ефект був отриманий при модифікуванні комплексами $Ti[Ti(C,N)]+CoAl_2O_4$ та $Ti[Ti(C,N)]+Ni-Y+CoAl_2O_4$. При дослідженні мікроструктури сплаву, встановлено, що величина міждендритних відстаней як у випадку окремого модифікування $Ti[Ti(C,N)]$, так і комплексного модифікування $Ti[Ti(C,N)]+Ni-Y+CoAl_2O_4$ знизилась зі 100-130 мкм до 80...120 мкм, що пов'язано з формуванням великої кількості зародків в об'ємі сплаву при його кристалізації та інтенсивним відведенням тепла від розплаву керамічною формою. За результатами впливу різних видів модифікування на мікроструктуру досліджуваного сплаву встановлено, що модифікування за всіма схемами призводить до зменшення розмірів карбідів та декотрому зростанню розмірів карбонітридів, а їх глобулярні частинки рівномірно розташовані за перерізом досліджуваних зразків. В усіх випадках модифікування спостерігається зниження величини усадкової мікропористості. Випробування механічних властивостей сплаву після стандартної термічної обробки показало, що модифікування вказаними комплексами дозволило отримати механічні властивості сплаву, що відповідають вимогам нормативно-технічної документації. Найкращий комплекс механічних властивостей при кімнатній температурі, ударної в'язкості й тривалої міцності отриманий з використанням комплексу модифікаторів $Ti[Ti(C,N)]+Ni-Y+CoAl_2O_4$.

УДК 669.245.018.044

Т.В. Тихомирова, Е.И. Гордиенко, Р.В. Бехтер, А.В. Подобный

ВЛИЯНИЕ ЛЕГИРОВАНИИ СПЛАВА ЖСЗДК-ВИ ГАФНИЕМ И ТАНТАЛОМ НА МОРФОЛОГИЮ И ТОПОГРАФИЮ КАРБИДНОЙ ФАЗЫ

В статье представлены результаты исследования влияния модифицирования/микролегирования гафнием и легирования танталом на морфологию и распределение карбидной фазы в микроструктуре сплава ЖСЗДК-ВИ. Карбидная фаза, являясь неотъемле-

мой структурной составляющей микроструктуры никелевых жаропрочных сплавов, оказывает колоссальное влияние на прочностные характеристики материала. В связи с этим огромное значение имеет форма, размеры и распределение частиц этой фазы в микроструктуре. Формирование морфологии карбидных частиц в значительной степени зависит от технологических факторов литья: температуры керамической формы, скорости кристаллизации, температуры расплава и т.п. Т.е. чем выше температурные параметры и ниже скорость кристаллизации при литье, тем более грубая морфология и топография частиц карбидов формируется при затвердевании и, соответственно, ниже прочностные характеристики материала. Однако технологические параметры также влияют на геометрию отливки и изменить технологию не всегда возможно, поэтому единственной возможностью является применение модифицирования или легирования сплава при получении заготовки. Такие карбидообразующие элементы, как гафний и тантал, благодаря своей химической активности, вступают в реакцию с углеродом на этапе кристаллизации и формируют термостабильные первичные карбиды типа MC. Применение гафния в никелевых сплавах ограничено концентрацией 0,1%, так как при большей концентрации этот элемент и никель образуют эвтектическую фазу, температура плавления которой значительно ниже, чем температура гомогенизации сплавов. В связи с этим была изучена возможность долегиования сплава ЖСЗДК-ВИ танталом, с целью формирования благоприятной морфологии карбидной фазы. В результате работы в микроструктуре сплава ЖСЗДК-ВИ получены дисперсные карбидные частицы, в химическом составе которых преобладает тантал, и имеется в небольшом количестве гафний.

УДК 669.715

Н. Є. Калініна, Д. Б. Глушкова, Н. І. Цокур, Т. В. Носова, В. А. Багров, С. В. Демченко

ОСОБЛИВОСТІ МІКРОЛЕГУВАННЯ АЛЮМІНІЄВОГО СПЛАВУ СКАНДІЄМ

Обґрунтування вибору скандію для мікролегування і модифікування високоміцних алюмінієвих сплавів. Матеріалом дослідження є високоміцний алюмінієвий сплав В96Ц1 системи Al-Zn-Mg-Cu. Мікролегуєчим і модифікуючим елементом обраний скандій. Вивчено діаграму стану Al-Sc, фізико-механічні властивості скандію. Розроблені режими термічної обробки сплаву В96Ц1 з 0,3% скандію. Вивчена структура і механічні властивості модифікованого сплаву. Проведений комплекс досліджень підтвердив мікролегуєчу та модифікуючу дію скандію в Al-розплаві, відпрацьована технологія введення скандію в розплав, оптимізовано кількість Sc. Сплави системи AlSc мають високий ефект штучного старіння. Вивчення кінетики процесу розпаду показало пересичення твердого розчину, отриманого при кристалізації. Під час розпаду твердого розчину скандію в алюмінії виділяються частинки стабільної фази Al₃Sc. На основі аналізу діаграми стану Al-Sc обрані температури гомогенізації гартування і старіння алюмінієвого сплаву В96Ц1 з оптимізацією швидкості охолодження заготовок. В модифікованих заготовках досягнуто подрібнення зерна в 2,5 рази і підвищення характеристик межі міцності і межі текучості сплаву при збереженні пластичності. Для алюмінієвого сплаву В96Ц1 обґрунтований вибір скандію як мікролегуєчого і модифікуючого елемента з точки зору відповідності його фізико-хімічної природи і властивостей сплавів на основі алюмінію. В результаті загартування сплавів системи Al-Sc не відбувається розпаду твердого розчину з виділенням частинок інтерметаліду Al₃Sc, що представляє наукову новизну. Основна дія скандію полягає у підвищенні властивостей міцності за рахунок утворення дисперсних продуктів розпаду твердого розчину скандію в алюмінії і збереженні в термічно-оброблених напівфабрикатах стабільної структури з дрібними субзернами. Встановлення технології введення скандію в розплав і температурно-часових параметрів термічної обробки заготовок дозволило отримати дисперсну структуру і високий комплекс механічних властивостей сплаву В96Ц1, що являє собою практичну цінність роботи.

ОСОБЛИВОСТІ ФОРМУВАННЯ ДИФУЗІЙНОЇ ЗОНИ БІМЕТАЛУ Pt-Ti

В роботі розглянуто можливість отримання якісного з'єднання титан-платина. Труднощі з'єднання різнорідних металів полягають в тому, що при їх взаємодії утворюються крихкі інтерметаліди, які є причиною руйнування виробу під час експлуатації. Для контролю товщини та розмірів інтерметалідних включень застосовують методи зварювання в твердій фазі. В якості технології обрано дифузійне зварювання у вакуумі. Для визначення утворення фаз у дифузійній зоні проаналізовано діаграму стану Ti-Pt. Встановлено які типи взаємодії можливі між компонентами. Визначено, що утворення зварного з'єднання відбувається за рахунок утворення і росту дифузійної зони в платині і титані. Під час зварювання спостерігається зростання інтерметалідних фаз Ti_3Pt , $TiPt$, $TiPt_3$, а також зон твердих розчинів. Виготовлені мікрошліфи, на яких вивчено мікроструктуру з'єднання платина-титан та проведені вимірювання мікротвердості. Визначено загальну ширину перехідного дифузійного слою. Проведені дослідження дозволили встановити послідовність фазових складових дифузійної зони. Застосування дифрактометра ДРОН 1.5 дало змогу провести ідентифікацію фаз. Максимуми рентгенограми та розрахунок ідентифікації ліній встановив наявність інтерметалідів та їх суміші з твердими розчинами. У роботі застосовані наступні методи: мікроструктурний аналіз, вимірювання мікротвердості, визначення фазового складу. Для отримання якісних мікрошліфів застосовувалась спеціальна методика. У зв'язку з тим, що під час тривалого шліфування в дифузійній зоні утворюється ступінь за причини різних властивостей титана і платини. Було встановлено фазовий склад з'єднання платина-титан та протяжність кожної зони. Проведені експерименти свідчать, що тиск, температура та час витримки впливають на якість з'єднання. Змінюючи ці параметри зварювання, можна змінювати мікроструктуру дифузійної зони. Для визначення механічних властивостей проводили іспит на розрив. Для цього виготовлені спеціальні триметалеві зразки. Визначення механічних властивостей дозволило встановити за яких параметрів з'єднання платина-титан відповідає вимогам експлуатації.

ДИФУЗІЙНЕ ЗВАРЮВАННЯ У ВАКУУМІ З'ЄДНАННЯ НІКЕЛЬ-НІОБІЙ

Дифузійне зварювання - ідеальне рішення для з'єднань різнорідних матеріалів. Цей спосіб особливо ефективний, якщо треба отримати міцне монолітне з'єднання без утворення грубого зварного або паєчного шва. Його застосовують, якщо неможливо використовувати стандартні засоби кріплення. Основна сфера застосування цього виду зварювання - область високих технологій - авіаційної, космічної та інших видів важкого машинобудування. Всі переваги роблять процес незамінним при певних умовах і відносять його до високотехнологічного виду. В роботі розглянуто з'єднання різнорідних металів нікель-ніобій. У зв'язку з утворенням між цими металами ряду інтерметалідів, обрано технологію дифузійного зварювання у вакуумі. Цей спосіб дозволяє з'єднувати матеріали без розплавлення, за рахунок взаємної дифузії компонентів. Параметри зварювання впливають на фазоутворення дифузійної зони. Для дослідження фазового складу пропонована методика мікроструктурного, мікрорентгеноспектрального аналізу, а також діаграму стану нікель-ніобій. Під час дослідження зварюємості системи нікель-ніобій виготовлялись зразки у вигляді кубу зі стороною 10мм, який затискали в оправці та заливали сплавом Вуда. Зразки не піддавались травленню, тому що в процесі полірування за причини різної твердості фаз структура виявлялась тепловим поліруванням. Пропонована схема дозволила детально вивчити фазовий склад окремих слоїв дифузійної зони, їх розміри та залежність від параметрів зварювання. За результатами кількі-

сного мікрорентгеноспектрального аналізу не отримали точних даних фазового складу та протяжності дифузійних слоїв. Якісний мікрорентгеноспектральний аналіз, який проводився безперервним скануванням електронним зондом через дифузійну зону, дозволив зафіксувати рефлексії фаз на концентраційних кривих та встановити протяжність дифузійних слоїв. Для більш наочного уявлення розташування фаз розглянуто суміщену діаграму нікель-ніобій з концентраційною кривою. Проведені дослідження дозволили отримати якісне з'єднання, яке має механічні властивості, що забезпечують надійність в умовах експлуатації.

УДК 621.793.79:62-9

О. В. Шорінов, А. І. Долматов, С. О. Поливяний

ДОСЛІДЖЕННЯ ПОРИСТОСТІ ТА КОЕФІЦІЄНТУ ВИКОРИСТАННЯ ПОРОШКУ НА ОСНОВІ НІКЕЛЮ ХОЛОДНИМ ГАЗОДИНАМІЧНИМ НАПИЛЮВАННЯМ

Холодне газодинамічне напилювання є одним з перспективних методів напилювання відновлювальних покриттів на деталі авіаційної техніки, виготовлених з титанових сплавів. Для відновлення пошкоджених поверхонь в результаті зносу, авторами запропоновано нанесення покриттів на основі нікелю холодним газодинамічним напилюванням низького тиску (тиск повітря на вході в сопло до 1,0 МПа). Головним недоліком методу, що реалізується на обладнанні для напилювання низького тиску, є відносно низький коефіцієнт використання порошку. Для його підвищення, а також зменшення пористості покриттів та підвищення механічних властивостей, до порошоків чистих металів додають керамічну складову, наприклад оксиду алюмінію Al_2O_3 . В дослідженні в якості порошкового матеріалу використано порошок суміш на основі нікелю в якій частка Al_2O_3 складає приблизно 10 %. В якості матеріалу підкладки використано пластини з титанового сплаву ВТ9. На основі багатофакторного планування експерименту вивчено вплив комплексних параметрів процесу холодного газодинамічного напилювання низького тиску на коефіцієнт використання порошку та пористість покриттів. Після проведення напилювання відповідно до матриці експерименту, було виконано зважування зразків з покриттями. За відомими значеннями маси зразків до напилювання, було розраховано приріст їх маси і коефіцієнт використання порошку. Дослідження мікроструктури та пористості покриттів виконано на підготовлених мікрошліфах зразків з покриттями. Середній діаметр пор та пористість покриттів у відсотковому вираженні визначалися за допомогою програмного забезпечення. Визначення коефіцієнту використання порошку, підготування мікрошліфів та аналіз пористості покриттів проведено відповідно до міжнародних стандартів щодо дослідження газотермічних покриттів.

З аналізу отриманих статистичних даних побудовано залежності впливу комплексних параметрів процесу напилювання на коефіцієнт використання порошку та пористість покриттів на основі нікелю. Розроблено рекомендації щодо вибору режимів напилювання і досягнення максимальних значень коефіцієнту використання порошку, який досягав 35 %. Окрім того, визначено оптимальні параметри напилювання для забезпечення мінімальної пористості покриттів. Підтверджено, що найбільший вплив на ці два параметри має температура повітря на вході в сопло. Поясненням цього є збільшення температури і швидкості потоку, і як наслідок, швидкості і температури частинок порошку, що знаходяться в цьому потоці. Більші значення швидкості і температури частинок приводить до більш інтенсивної пластичної деформації при зіткненні частинок з підкладкою та їх зчепленню з останньою. Показано, що забезпечення максимальних значень коефіцієнту використання порошку може негативно вплинути на мікроструктуру покриттів через температурний вплив на частинки порошку та можливість їх окиснення. Визначено наступні кроки щодо розроблення технології відновлення деталей з титанових сплавів, а саме пошук оптимальних параметрів напилювання, що забезпечать максимальні значення коефіцієнту використання порошку з мінімальною пористістю покриттів, високими значеннями адгезійної міцності, мікротвердості тощо.

ДВИГУНИ І ЕНЕРГОУСТАНОВКИ ДЛЯ РАКЕТНО-КОСМІЧНОЇ ТЕХНІКИ

УДК 629.78

В.В. Ємець, М.М. Дронь, Л.Г. Дубовик, А.В. Пашков

АВТОФАЖНІ СИСТЕМИ ВІДВЕДЕННЯ КОСМІЧНИХ ОБ'ЄКТІВ З НИЗЬКИХ НАВКОЛОЗЕМНИХ ОРБІТ

Розглядається проблема ефективного очищення низьких навколоземних орбіт від космічного сміття, зокрема, великогабаритних космічних об'єктів техногенного походження.

Одним із способів її вирішення є відведенням цих об'єктів з робочих орбіт у щільні шари атмосфери спеціальними засобами відводу, які доставляються на цільову орбіту ракетами-носіями (РН). У зв'язку з тим, що при застосуванні традиційних РН для унеможливлення засмічення орбіти їх залишками необхідно вирішувати задачу відведення самої ракети-носія, пропонується замість традиційних РН застосування дешевих автофажних ракет-носіїв із спалимими паливними баками. Автофажні ракети-носії за своєю побудовою не мають відпрацьованих частин, що відкидаються на Землю або залишаються на орбіті, і не засмічують навколоземний простір. Тому при їх використанні такої необхідності немає, тобто у цьому випадку системи відведення стають цілком автофажними.

Основною складовою частиною запропонованих ракет-носіїв є автофажний двигун. Наведено конструкцію і принцип роботи варіанта автофажного двигуна з примусовою подачею палива в камеру згоряння та показано доцільність використання такого двигуна для малих космічних кораблів у випадку неприйнятно важких звичайних систем зберігання і подачі палива.

Проте сьогодні системи примусової подачі палива імпульсних автофажних двигунів, що прийнятні для малих космічних кораблів, все ще залишаються важкими для легких ракет-носіїв. Як альтернативний спосіб живлення автофажного двигуна розглянуто можливість подачі палива за допомогою інерції самого паливного заряду. Блок автофажного двигуна містить випарник і працює в імпульсному режимі, забезпечуючи подачу палива між імпульсами в моменти низького тиску в двигуні. У міру споживання палива ракета скорочується, і ковзний двигун наближається до головки. Встановлено ефект ретардації (ослаблення) – зниження тиску живлення та тяги двигуна під час польоту. Цей ефект викликано силами інерції, що діють на ковзний двигун, і має експоненціальну картину ослаблення. З урахуванням ефекту ретардації запропоновано систему рівнянь для розрахунку кінематичних і конструктивних параметрів ракети-носія з автофажних двигуном.

УДК 629.7.01

С.В. Филипковский, Л.А. Филипковская

ИССЛЕДОВАНИЕ ДИНАМИКИ ТВЕРДОТОПЛИВНОЙ РАКЕТЫ ПРИ РАБОТЕ ИМПУЛЬСНЫХ РУЛЕВЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Объектом исследования является ракета с твердотопливным двигателем, запускаемая с автомобильной пусковой установки.

Целью работы является исследование колебаний корпуса ракеты в полете под действием импульсов рулевых двигателей и эффективности управления полетом по траектории рулевыми двигателями, расположенными в головной части твердотопливной ракеты.

Применены аналитические и численные методы определения частот свободных колебаний твёрдого тела и аналитические методы интегрирования дифференциальных уравнений движения. Построена математическая модель изгибных колебаний ракеты, проанализированы методы определения форм и частот собственных колебаний. Рассчитаны три низшие частоты и формы собственных колебаний ракеты. Расхождение результатов расчёта компьютерной программой с аналитическим расчётом первого приближения составляет 3 %. Расчет колебаний ракеты калибром 30 мм и длиной 7655 мм показал, что крутильные и продольные колебания имеют относительно высокие частоты и мало влияют на устойчивость и управляемость полёта ракеты.

Исследованы колебания корпуса ракеты, имеющей газодинамическую систему управления полётом с помощью рулей и газоструйную с помощью рулевых двигателей. Рулевые двигатели представляют собой малогабаритные одноразовые твердотопливные двигатели, которые расположены в пять рядов по периметру корпуса ракеты в головной части.

Разработаны методы расчёта вынужденных колебаний ракеты при работе рулевых двигателей. При действии управляющего импульса возбуждаются поперечные колебания корпуса ракеты и одновременно вращение ракеты как твёрдого тела вокруг центра масс. Колебания корпуса быстро затухают, а вращение приводит к изменению угла тангажа или скольжения. Чтобы остановить вращение и оставить некоторый требуемый угол наклона или азимута траектории надо дать второй импульс силы рулевым двигателем, установленным на противоположной стороне корпуса. Исследованы зависимости изменения углов тангажа и скольжения от длительности интервалов времени между управляющими импульсами.

Анализ полученных зависимостей показывает, что, не смотря на то, что вес топливного заряда составляет примерно половину веса ракеты, управляемость рулевыми двигателями одинаково эффективна при любой выработке топлива.

UDC 004.622: 517.927

M.S. Gontijo (M.C. Гонтийо)

**A REVIEW OF VAPORIZATION MODELS AS DESIGN CRITERION
FOR VIBROPELLANT THRUST CHAMBERS
(ОГЛЯД МОДЕЛЕЙ ПАРООТВОРЕНИЯ ЯК КРИТЕРІЮ ПРОЕКТУВАННЯ
ДВОПАЛИВНИХ ТЯГОВИХ КАМЕР)**

In the beginning of liquid propellant rocket engines development, the thrust chamber sizes were obtained, mainly, empirically. With the technological advancements over the years, several approaches were developed in order to optimize its sizes and predict more accurately the performance. Besides the clear contribution in predicting efficiencies, the usage of accurate vaporization models to optimize combustion chambers decreases losses and the number of required tests. In order to increase efficiencies, the chamber must be optimized. In case the chamber is too small, incomplete combustion is achieved and combustion instabilities may occur. In case the chamber is too large, losses due to weight and heat transfer increases and the vehicle becomes larger (leading to more drag losses). In addition, the number of tests is reduced since models were experimentally validated and less experimental iterations are required in order to obtain the optimized design. Although there are many models, all of them reaches similar conclusions, such as an increase in chamber pressure, a decrease in injected droplet size and velocity, and others, lead to a decrease in the required chamber size. Nowadays, with the advancements in computing budget, more complex and accurate models could be developed. Some of these models account for chemical reactions, turbulence effects, droplets collisions and interactions, two- and three-dimensional modeling, and others. Also, the use of CFD codes provided relevant contributions to the analytical and numerical models, especially in validating them, and, additionally, decreases the amount of required experimental tests. The main propulsive parameter that rules this phenomenon is the

characteristic length, in which accounts the required chamber size for the propellants to be injected, atomized, vaporized, mixed and combusted. Most of the available models neglect the atomization, mixing and combustion of the propellant, since those phenomena occur much faster in comparison with the vaporization. This work provides a review of those vaporization models, focused on the main used models worldwide. This kind of review is of great importance in order to supply enough information and comparison between models, making possible for the researcher/engineer to choose the model that better fit its necessities, requirements and limitations.

На початку розробки рідкопаливних ракетних двигунів розміри тягової камери отримували, в основному, досвідченим шляхом. Завдяки технологічному прогресу протягом багатьох років було розроблено кілька підходів, щоб оптимізувати його розміри та точніше прогнозувати продуктивність. Окрім чіткого внеску в прогнозування ефективності, використання точних моделей пароутворення для оптимізації камер згоряння зменшує втрати та кількість необхідних випробувань. Щоб підвищити ефективність, камеру необхідно оптимізувати. Якщо камера занадто мала, досягається неповне згоряння і може виникнути нестабільність горіння. Якщо камера занадто велика, втрати від ваги та теплопередачі збільшуються, а транспортний засіб стає більше (що призводить до більших втрат на опору). Крім того, зменшується кількість тестів, оскільки моделі були експериментально перевірені, а для отримання оптимізованого дизайну потрібно менше експериментальних ітерацій. Хоча існує багато моделей, всі вони приходять до схожих висновків, наприклад, збільшення тиску в камері, зменшення розміру і швидкості введеної краплі та інші, призводять до зменшення необхідного розміру камери. Нині, з досягненням у обчисленні бюджету, можуть бути розроблені більш складні та точні моделі. Деякі з цих моделей враховують хімічні реакції, ефекти турбулентності, зіткнення та взаємодії крапель, дво- та тривимірне моделювання та інші. Крім того, використання кодів CFD дало відповідний внесок у аналітичні та числові моделі, особливо в їх валідацію, і, крім того, зменшує кількість необхідних експериментальних випробувань. Основним рушійним параметром, який керує цим явищем, є характерна довжина, яка враховує необхідний розмір камери для впорскування, розпилення, випаровування, змішування та спалювання палива. Більшість доступних моделей нехтують розпиленням, змішуванням і згорянням палива, оскільки ці явища відбуваються набагато швидше в порівнянні з пароутворенням. У цій роботі наведено огляд цих моделей випаровування, зосереджених на основних моделях, що використовуються у всьому світі. Цей вид огляду має велике значення для надання достатньої інформації та порівняння між моделями, що дає можливість досліднику/інженеру вибрати модель, яка краще відповідає її потребам, вимогам та обмеженням.

XXVII

МІЖНАРОДНИЙ КОНГРЕС ДВИГУНОБУДІВНИКІВ

Тези доповідей

Редактор
А.Б. Лещенко

Коректор
В.В. Бойко

Комп'ютерна верстка
В.В. Бойко

Відповідальний за випуск
С.В. Єпіфанов

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

Підписано до друку 25.08.2022 р.
Формат 60x84 1/16. Папір офс. № 2. Офс. друк
Умовн.-друк. арк. 1,4. Облік.-вид. арк. 1,62. Наклад. 100 прим.
Замовлення Ціна вільна

Адреса редакції видавника і поліграфпідприємства

Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського
«Харківський авіаційний інститут»
61070, Харків-70, вул. Чкалова,17
<http://www.khai.edu>