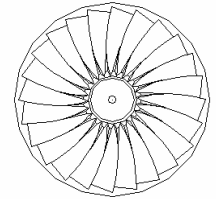
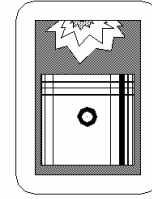


Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського «ХАІ»
Національний технічний університет «ХПІ»
Державне підприємство «Запорізьке машинобудівне
КБ Прогрес» ім. академіка А.Г. Івченка
Акціонерне товариство «Мотор Січ»
Акціонерне товариство «ФЕД»



XXVIII

МІЖНАРОДНИЙ КОНГРЕС ДВИГУНОБУДІВНИКІВ



ТЕЗИ ДОПОВІДЕЙ

Харків «ХАІ» 2023

XXVIII - міжнародний конгрес двигунобудівників:

Тези доповідей. – Харків: Нац. аерокосмічний ун-т «Харк. авіац. ін-т», 2023 – 65 с.

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

Затверджено до друку вченою радою Національного аерокосмічного університету ім. М.Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут», протокол 1 від 23.08.2023 р.

ПРЕЗИДІЯ:

| | |
|-----------------------|--|
| Нечипорук М.В. | перший проректор 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, чл.-корр. НАНУ |
| Марченко А.П. | проректор НТУ «ХПІ» д.т.н., професор |
| Попов В.В. | голова правління АТ «ФЕД», д.т.н. |

ВЧЕНИЙ СЕКРЕТАР:

| | |
|---------------------|-----------------------|
| Білогуб О.В. | д-р техн. наук, проф. |
|---------------------|-----------------------|

ЧЛЕНИ ПРОГРАМНОГО КОМІТЕТУ:

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

Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського
"Харківський авіаційний інститут", 2023 р.

ЗМІСТ

ЗАГАЛЬНІ ПИТАННЯ ДВИГУНОБУДУВАННЯ

О.Е. Хрулев

ОСОБЛИВОСТІ ЗАСТОСУВАННЯ КОМЕРЦІЙНИХ
МІКРОТУРБОРЕАКТИВНИХ ДВИГУНІВ НА ВИСОКОШВИДКІСНИХ
МАЛОРОЗМІРНИХ БЕЗПІЛОТНИХ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТАХ..... 9

В.В. Нерубаський

СУЧАСНИЙ СТАН І ПЕРСПЕКТИВИ РОЗВИТКУ ГТД
ДЛЯ ВАЖКИХ ГЕЛІКОПТЕРІВ..... 9

*О.Є. Пушилін, В.В. Логінов*¹⁰

АНАЛІЗ СТАНУ ЩОДО СТВОРЕННЯ ГІБРИДНИХ
ТУРБОЕЛЕКТРИЧНИХ СИЛОВИХ УСТАНОВОК
ДЛЯ РЕГІОНАЛЬНИХ ЛІТАКІВ У СВІТІ..... 10

ТЕОРІЯ ТА РОБОЧІ ПРОЦЕСИ

О.Г. Андрієць, О.А. Шевченко, В.М. Охмакевич, М.В. Хижняк

ВИЗНАЧЕННЯ ЕНЕРГОЕФЕКТИВНОСТІ ТА ЕКОЛОГІЧНИХ
ПОКАЗНИКІВ ПРИ ЗАСТОСУВАННІ АЛЬТЕРНАТИВНИХ ПАЛИВ
У ТЕПЛОВИХ ДВИГУНАХ..... 12

В.І. Тимошенко, Ю.В. Книшенко, В.М. Дураченко

МАТЕМАТИЧНЕ МОДЕЛЮВАННЯ РОБОТИ СИСТЕМИ
РІЗНОМАСШТАБНИХ РАКЕТНИХ ДВИГУНІВ МАЛОЇ ТЯГИ
З ЄДИНОГО ПАЛИВНОГО ДЖЕРЕЛА 12

В.І. Тимошенко, В.П. Галинський

МАРШОВІ АЛГОРИТМИ РОЗРАХУНКУ ПРОЦЕСІВ
У ПРЯМОТОЧНОМУ ПОВІТРЯНО-РЕАКТИВНОМУ ДВИГУНІ
РАКЕТИ-НОСІЯ З КІЛЬЦЕВИМ ТОРОВИДНИМ КРИЛОМ..... 13

В.В. Коробко, А.П. Шевцов

ЗАСТОСОВУВАННЯ ТЕРМОАКУСТИЧНИХ СИСТЕМ
ЕНЕРГОЗБЕРЕЖЕННЯ В СУДНОВИХ ГІБРИДНИХ ЕНЕРГЕТИЧНИХ
УСТАНОВКАХ З ПАЛИВНИМИ КОМІРКАМИ..... 14

В.В. Кузнецов, А.П. Шевцов

ПІДВИЩЕННЯ ЕФЕКТИВНОСТІ І КОМПАКТНОСТІ ЕНЕРГЕТИЧНИХ
УСТАНОВОК ІНТЕНСИФІКАЦІЄЮ ТЕПЛОПЕРЕДАЧІ В ЇХ ЕЛЕМЕНТАХ..... 15

О.С. Борцов, А.П. Шевцов

ВДОСКОНАЛЕННЯ КОНТАКТНИХ ГАЗОПАРОТУРБІННИХ УСТАНОВОК
ПРИ ФОРСУВАННІ РОЗПОДІЛУ ФАЗ В ГАЗОРІДИННИХ ПОТОКАХ..... 16

О.М. Філіпчук, А.П. Шевцов

ЕФЕКТИВНІСТЬ СУДНОВИХ ДОПОМІЖНИХ КОТЕЛЬНИХ УСТАНОВОК
ПРИ ВИКОРИСТАННІ ВОДОПАЛИВНИХ ЕМУЛЬСІЙ..... 18

Sai Vigness Ramasamy, L.A. Bazyma
(Cai Вігнесс Рамасамі, Л.О. Базима)

SIMULATION METHODS OF ELECTRIC PROPULSION THRUSTERS
(МЕТОДИ ЧИСЕЛЬНОГО МОДЕЛЮВАННЯ
ЕЛЕКТРОРАКЕТНИХ ДВИГУНІВ)..... 20

К.М. Подгорський, С.В. Єпіфанов, Є.Д. Куліш

АНАЛІЗ ТОЧНОСТІ ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО ВИЗНАЧЕННЯ
ККД ВЕНТИЛЯТОРІВ 21

К.В. Балалаєва, А.В. Балалаєв, Г.Г. Голембієвський, А.А. Ковтун

РОЗРАХУНОК ХАРАКТЕРИСТИК ПОВІТРЯНОГО ГВИНТА
КВАДРОКОПТЕРА 22

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

АНАЛІЗ ВПЛИВУ МІСЦЯ ВПОРСКУВАННЯ ВОДИ
НА ХАРАКТЕРИСТИКИ ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВОКОНТУРНОГО
ДВИГУНА З ФОРСАЖНОЮ КАМЕРОЮ ЗГОРЯННЯ..... 22

А.О.Хорохордін, О.В.Еланський, І.Ф.Кравченко,
М.М.Мітрахович, К.В.Балалаєва

МЕТОДОЛОГІЧНІ АСПЕКТИ ВИБОРУ І ОБҐРУНТУВАННЯ ПАРАМЕТРІВ
НАДЗВУКОВОГО ВХІДНОГО ПРИСТРОЮ 23

І.І. Юдін

ПАСИВНЕ УПРАВЛІННЯ ПРИМЕЖОВИМ ШАРОМ
У ДИФУЗОРНОМУ КАНАЛІ 24

Р.В. Майборода

ВПЛИВ МОТОГОНДОЛИ ТРИКОНТУРНОГО ДВИГУНА
НА СИЛУ ТЯГИ ТУРБОВЕНТИЛЯТОРНОЇ ПРИСТАВКИ..... 25

Р.В. Майборода

АНАЛІЗ ВПЛИВУ ТЕМПЕРАТУРНОГО ПЕРЕПАДУ ДВОЯРУСНОГО
РОБОЧОГО КОЛЕСА НА СТУПІНЬ ПІДВИЩЕННЯ ТИСКУ 25

А.А. Дулепов, Є.В. Глобін, А.А. Ковтун,
М.В. Хижняк, К.В. Балалаєва

МОДЕЛЮВАННЯ ТЕЧІЇ У СТУПЕНІ КОМПРЕСОРА ROTOR 37..... 26

Є.Е. Роговий

ВПЛИВ НЕКОНДЕНСОВАНИХ ГАЗІВ НА КАВІТАЦІЙНИЙ ЗАПАС
У ДВОФАЗНОМУ АМІАЧНОМУ КОНТУРІ ТЕПЛОПЕРЕНОСЕННЯ 27

А.М. Годунов, Г.О. Горбенко

ДОСЛІДЖЕННЯ КРИТИЧНИХ РЕЖИМІВ РОБОТИ ДВОУФАЗНОГО КОНТУРА
ТЕПЛОПЕРЕНОСА ДЛЯ СИСТЕМИ ТЕРМОРЕГУЛЮВАННЯ СПУТНИКА 27

| | |
|---|----|
| <i>Т.П. Михайленко, О.В. Горидько, І.І. Петухов</i> | |
| ОСОБЛИВОСТІ ТЕПЛООБМІНУ ПРИ ОХОЛОДЖЕННІ МАСТИЛА В АВІАЦІЙНОМУ ГАЗОТУРБІННОМУ ДВИГУНІ | 28 |
| <i>І.І. Петухов, О.Ю. Лисиця, М.С. Гуманов</i> | |
| ДО ПИТАННЯ УТВОРЕННЯ КОНДЕНСОВАНОЇ ФАЗИ ПРИ НАГРІВАННІ КРІОГЕННИХ РІДИН У РЕКУПЕРАТОРАХ | 29 |
| <i>І.І. Петухов, А.В. Ковальов</i> | |
| ОСОБЛИВОСТІ МОДЕЛЮВАННЯ ПРИСТІННОЇ МАСЛЯНОЇ ПЛІВКИ В КАМЕРІ ПІДШИПНИКА ГТД | 30 |
| <i>Д.А. Долматов, А.В. Кукурудза, С.М. Нижник</i> | |
| МАТЕМАТИЧНЕ МОДЕЛЮВАННЯ НЕЗБАЛАНСОВАНОЇ ХІМІЧНОЇ КІНЕТИКИ ТА ЙОГО ОСОБЛИВОСТІ..... | 31 |
| <i>Д.А. Долматов, С.В. Єніфанов, О.В. Кононихін, Є.О. Кононихін</i> | |
| ДЕТОНАЦІЙНА ФОРСАЖНА КАМЕРА ЗГОРЯННЯ ДЛЯ МАЛОРОЗМІРНОГО ДВИГУНА БПЛА | 32 |
| КОНСТРУКЦІЯ ТА МІЦНІСТЬ | |
| <i>С.С. Кригін, Ю.О. Гусєв, Ю.І. Торба</i> | |
| ВИМІР СТАТИЧНИХ І ТЕРМІЧНИХ НАПРУЖЕНЬ ДЕТАЛЕЙ ПРИ ТЕМПЕРАТУРАХ ДО 700°С ТЕНЗОМЕТРОМ (ПРЯМОКУТНА РОЗЕТКА) | 33 |
| <i>О.Л. Деркач, М.Г. Шульженко, А.С. Ольховський</i> | |
| АНАЛІЗ ВПЛИВУ РОЗЛАДУ ЧАСТОТИ КОЛИВАНЬ ЛОПАТКОВИХ ВІНЦІВ НА ВІБРОНАПРУЖЕНІСТЬ РОБОЧИХ КОЛІС ТУРБОМАШИН | 33 |
| <i>Є.О. Неманежин, Г.І. Львов, Ю.І. Торба</i> | |
| ОЦІНКА ЗАЛЕЖНОСТІ ВЛАСНИХ ЧАСТОТ КОЛИВАНЬ ЛОПАТОК ТУРБІН ГТД ВІД АНІЗОТРОПІЇ ПРУЖНИХ ВЛАСТИВОСТЕЙ МОНОКРИСТАЛУ | 34 |
| <i>С.В. Філіпковський, В.С. Чигрін, О.О. Соболев, Є.Т. Василевський, М.С. Топал, Л.О. Філіпковська (S.V. Filipkovskij, V.S. Chigrin, O.O. Soboliev, Ye.T. Vasilevskij, M.S. Topal, L.O. Filipkovska)</i> | |
| СТІЙКІСТЬ АВТОРОТАЦІЇ ТУРБОВЕНТИЛЯТОРНОГО ДВИГУНА З ВІДРВАНОЮ ЛОПАТКОЮ ВЕНТИЛЯТОРА (STABILITY OF AUTO-ROTATION OF A TURBOFAN ENGINE WITH A BREAKED FAN BLADE)..... | 35 |
| <i>Є.В. Марценюк, С.В. Єніфанов, С.Ю. Свєженцев</i> | |
| ДОСЛІДЖЕННЯ ВПЛИВУ ГРАНИЧНИХ УМОВ ТЕПЛООБМІНУ В МАСЛЯНИХ ПОРОЖНИНАХ НА ТЕРМОНАПРУЖЕНИЙ СТАН У КРИТИЧНИХ ЗОНАХ ДІСКІВ | 36 |

ТЕХНОЛОГІЯ

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

ДОСЛІДЖЕННЯ ЕФЕКТИВНОСТІ ЕЛЕКТРОХІМІЧНОГО
ПОЛІРУВАННЯ ЗРАЗКІВ З АЖУРНОЮ КОНСТРУКЦІЄЮ
ЗІ СТАЛІ AISI 316L, ВИГОТОВЛЕНИХ ЗА ТЕХНОЛОГІЄЮ SLM.....38

О.В. Шорінов, А.І. Долматов, С.О. Поливняний, К.Б. Балущок

ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ АДГЕЗІЙНОЇ МІЦНОСТІ ПОКРИТТІВ
НА ОСНОВІ НІКЕЛЮ, ОТРИМАНИХ ХОЛОДНИМ
ГАЗОДИНАМІЧНИМ НАПИЛЮВАННЯМ39

В.В. Третяк, О.О. Близнюк

СИНТЕЗ ТЕХНОЛОГІЧНИХ ПРОЦЕСІВ ДЛЯ ОБ'ЄМНИХ ДЕТАЛЕЙ
З ВИКОРИСТАННЯМ СТРУКТУРНО-АНАЛІТИЧНОГО
МЕТОДУ РОЗПІЗНАВАННЯ ПОДІБНОСТЕЙ40

П.М. Макаров

КОНСТРУКЦІЯ І ТЕХНОЛОГІЯ СТВОРЕННЯ ТА ВІДНОВЛЕННЯ
РОТОРІВ ГІДРОАГРЕГАТІВ40

ПОРШНЕВІ ДВИГУНИ ВНУТРІШНЬОГО ЗГОРЯННЯ

А.П. Марченко, І.В. Парсаданов, І.В. Рикова

ЕВОЛЮЦІЙНИЙ РОЗВИТОК ДИЗЕЛІВ АВТОТРАНСПОРТУ:
ЕКОЛОГІЧНІ ТА ЕКОНОМІЧНІ ПОКАЗНИКИ.....42

А.А. Лісовал

ПЕРЕДУМОВИ ВИКОРИСТАННЯ ВОДНЮ В УКРАЇНІ В ЕНЕРГЕТИЧНІЙ
ТА АВТОМОБІЛЬНІЙ ГАЛУЗЯХ.....42

В.О. Пильов, А.П. Марченко, О.Ю. Ліньков, В.В. Пильов, С.В. Ликов

ПРОБЛЕМАТИКА ТА НОВІТНІ ТЕНДЕНЦІЇ ВИКОРИСТАННЯ
ТРАНСПОРТНИХ ДВЗ ЯК ЕНЕРГОГЕНЕРУЮЧИХ ЗАСОБІВ
ДОВГОСТРОКОВОЇ ПЕРСПЕКТИВИ43

П.С. Суворов, Т. В.Тарасенко, В. І. Залож

ОСОБЛИВОСТІ ОЦІНКИ ЕНЕРГОЕФЕКТИВНОСТІ СУДЕН
У ВНУТРІШНЬОМУ СУДНОПЛАВСТВІ.....43

О.М. Кондратенко, К.Р. Умеренкова, А.М. Левтєров,

О.П. Строков, В.Ю. Колосков

(О.М. Kondratenko, К.Р. Umerenkova, А.М. Lievtierov,

О.Р. Strokov, V.Yu. Koloskov)

МАТЕМАТИЧНИЙ АПАРАТ ДЛЯ МОДЕЛЮВАННЯ ТЕПЛОФІЗИЧНИХ
ВЛАСТИВОСТЕЙ АЛЬТЕРНАТИВНИХ МОТОРНИХ ПАЛІВ З МЕТОЮ
ЕКОЛОГІЗАЦІЇ ДВИГУНІВ ВНУТРІШНЬОГО ЗГОРЯННЯ
(MATHEMATICAL APPARATUS FOR SIMULATION OF THERMOPHYSICAL
PROPERTIES OF ALTERNATIVE MOTOR FUELS WITH THE PURPOSE
OF ECOLOGIZATION OF INTERNAL COMBUSTION ENGINES).....44

О.В. Триньов, Д.Г. Сівих

ОБҐРУНТУВАННЯ СКЛАДУ ПНЕВМАТИЧНОЇ СИСТЕМИ
ДЛЯ ЛОКАЛЬНОГО БАГАТОКОНТУРНОГО ОХОЛОДЖЕННЯ
ДЕТАЛЕЙ АВТОТРАКТОРНОГО ДИЗЕЛЯ.....46

**М.Є. Рибальченко, Є.В. Білоусов, А.П. Марченко,
В.П. Савчук, В.П. Будко**

ОБРОБКА ІНДИКАТОРНИХ ДІАГРАМ У ЗАДАЧАХ ПОБУДОВИ
ЦИФРОВИХ ПРОФІЛІВ РОБОЧОГО ПРОЦЕСУ СУДНОВИХ ДВИГУНІВ46

**Р.А. Варбанець, Д.С. Мінчев, І.В. Савельєва,
А.А. Родіонов, Т.М. Мазур, С.П. Псарюк, В.В. Бондаренко**

РОЗШИРЕНІ МЕТОДИ ДІАГНОСТИКИ ДЛЯ СУДНОВИХ ДИЗЕЛЬНИХ
ДВИГУНІВ: ДОСЯГНЕННЯ ВІДПОВІДНОСТІ ІМО ЩОДО ДЕКАРБОНІЗАЦІЇ.....47

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

ОЦІНКА ТЕПЛОАПРУЖЕНОГО СТАНУ ПОРШНІВ ДВЗ
З УРАХУВАННЯМ ПОРОГУ ПОВЗУЧОСТІ ЇХ БІЧНОЇ ПОВЕРХНІ48

В.О. Пильов, О.Ю. Лінков, С.В. Ликов

ВИЗНАЧЕННЯ ЗМІННОГО В ЧАСІ ПОРОГУ ПОВЗУЧОСТІ АЛЮМІНІЄВИХ
СПЛАВІВ АЛ25 ТА АК4 ПІД ВПЛИВОМ ТЕРМІЧНИХ НАВАНТАЖЕНЬ48

О.В. Білогуб

ПРОФІЛЮВАННЯ ЗОВНІШНЬОЇ ПОВЕРХНІ ПОРШНЯ49

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

ЗАСТОСУВАННЯ ЛИТТЯ ВАКУУМНИМ ВСМОКТУВАННЯМ
ДЛЯ ВИРОБНИЦТВА ЧАВУННИХ ДЕТАЛЕЙ ДВИГУНІВ
ВНУТРІШНЬОГО ЗГОРЯННЯ49

О.В. Грицюк, О.О. Сулима

ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ТА РОЗВИТОК ОРГАНІЗАЦІЇ ВИКЛАДАННЯ
ДИСЦИПЛІНИ «ВИПРОБУВАННЯ ДВЗ» В УМОВАХ ЗАСТОСУВАННЯ
ДИСТАНЦІЙНОГО НАВЧАННЯ.....50

**І.В. Грицюк, Д.С. Погорлецький, А.П. Полив'яничук,
І.В. Худяков, В.В. Черненко, О.В. Поліщук**

ОСОБЛИВОСТІ МЕТОДУ ВИЗНАЧЕННЯ ВИТРАТИ ПАЛИВА ТА ВИКИДІВ
ШКІДЛИВИХ РЕЧОВИН ДВИГУНІВ ТРАНСПОРТНИХ ЗАСОБІВ
З СИСТЕМАМИ ПОДАЧІ БЕНЗИНУ І ГАЗУ (ДВИГУН АВТОМОБІЛЯ З
СИСТЕМАМИ ПОДАЧІ БЕНЗИНУ І ЗРІДЖЕНОГО НАФТОВОГО ГАЗУ).....51

АВТОМАТИЧНЕ КЕРУВАННЯ І ДІАГНОСТИКА

С.В. Єпіфанов, О.В. Бондаренко

МОДЕЛЮВАННЯ ДИНАМІКИ ТУРБОРЕАКТИВНОГО
ДВОКОНТУРНОГО ДВИГУНА ПРИ АНАЛІЗІ Й СИНТЕЗІ
СИСТЕМ АВТОМАТИЧНОГО КЕРУВАННЯ.....52

| | |
|--|----|
| С.В. Єпіфанов, О.В. Бондаренко | |
| ОСОБЛИВОСТІ ФОРМУВАННЯ ДИНАМІЧНОЇ МОДЕЛІ ТУРБОВАЛЬНОГО ДВИГУНА | 54 |
| О.Е. Хрулев | |
| МАТЕМАТИЧНЕ МОДЕЛЮВАННЯ ТА АНАЛІЗ ПАРАМЕТРІВ ПНЕВМАТИЧНОЇ КАТАПУЛЬТНОЇ СИСТЕМИ СТАРТУ З УРАХУВАННЯМ ХАРАКТЕРИСТИК ДВИГУНА ТА БЕЗПЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА..... | 55 |
| В.Ф. Миргород, І.М. Гвоздева | |
| ЗАСТОСУВАННЯ МЕТОДИКИ СИНТЕЗУ РЕГУЛЯТОРІВ З ВЛАСТИВОСТЯМИ РОБАСТНОСТІ..... | 55 |
| В.Ф. Миргород, І.М. Гвоздева | |
| ВИБІР КРИТЕРІЇВ ВИПАДКОВОСТІ ТА ТРЕНДУ В ЧАСОВИХ РЯДАХ..... | 56 |
| Чан Мань Хунг | |
| ВИЗНАЧЕННЯ ДІАГНОСТИЧНИХ ОЗНАК АГРЕГАТУ НА ВИПРОБУВАЛЬНОМУ СТЕНДІ..... | 57 |
| А.Г. Буряченко | |
| РОЗРОБКА КОНТРОЛЬНО-ПЕРЕВІРОЧНОЇ АПАРАТУРИ ДЛЯ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ВИПРОБУВАНЬ РЕГУЛЯТОРА МАЛОРОЗМІРНОГО ГТД..... | 57 |
| А.Г. Буряченко (A.G. Vuryachenko) | |
| ОГЛЯД ПРОЦЕСУ РОЗРОБКИ РЕГУЛЯТОРА ВЕРТОЛІТНОГО ТУРБУВАЛЬНОГО ДВИГУНА (OVERVIEW OF THE DEVELOPMENT PROCESS OF THE HELICOPTER TURBOSHAFTED ENGINE REGULATOR)..... | 58 |
| А.В. Дунай, С.Р. Вялов | |
| АНАЛІЗ МЕТОДІВ ПАРИРУВАННЯ ВІДМОВ ДАТЧИКІВ МАЛОРОЗМІРНОГО АВІАДВИГУНА ТА ВИБІР ОПТИМАЛЬНОГО | 59 |
| С.Р. Вялов, А.В. Дунай | |
| ПОШУК НАЙБІЛЬШ ОПТИМАЛЬНОГО СЕРЕДОВИЩА ПРОГРАМУВАННЯ МІКРОКОНТРОЛЕРІВ СЕРІЇ STM32 ДЛЯ ЗАСТОСУВАННЯ В АВІОНІЦІ..... | 60 |
| І.В. Оганян, С.В. Єпіфанов | |
| АНАЛІЗ МЕТОДІВ ПАРАМЕТРИЧНОГО ДІАГНОСТУВАННЯ ГІДРОМЕХАНІЧНИХ АГРЕГАТІВ | 61 |
| С.П. Борсук, О.М. Рева, Л.А. Сагановська | |
| СТАТИСТИЧНІ ОСОБЛИВОСТІ РОЗПОДІЛУ РІВНІВ ДОМАГАНЬ У СТУДЕНТІВ АВІАЦІЙНИХ ДИСПЕТЧЕРІВ | 62 |
| Я.С. Веклич, О.В. Бондаренко, С.В. Єпіфанов | |
| ДОСЛІДЖЕННЯ АЛГОРИТМУ СИНХРОНІЗАЦІЇ ДВИГУНІВ ВЕРТОЛІТНОЇ СИЛОВОЇ УСТАНОВКИ | 63 |

ЗАГАЛЬНІ ПИТАННЯ ДВИГУНОБУДУВАННЯ

УДК 629.7.036.3

О.Е. Хрулев

ОСОБЛИВОСТІ ЗАСТОСУВАННЯ КОМЕРЦІЙНИХ МІКРОТУРБОРЕАКТИВНИХ ДВИГУНІВ НА ВИСОКОШВИДКІСНИХ МАЛОРОЗМІРНИХ БЕЗПЛОТНИХ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТАХ

Технологічні успіхи, що дозволили до 90-х років минулого століття створити серійні комерційні мікротурбореактивних двигунів (ТРД) з тягою до 1,0 кН, поки не привели до широкого поширення двигунів цього типу в класі високошвидкісних безпілотних літальних апаратів (БПЛА) масою до 200 кг. Проте, компанії військово-промислового сектора періодично показують нові розробки як окремих реактивних малорозмірних БПЛА, і мікро-ТРД їм. Тому застосування мікро-ТРД продовжує розглядатися як перспективне, і дослідженню цих двигунів присвячено велику кількість робіт. Однак у наявних дослідженнях нерідко спостерігається спрощений підхід, коли мікро-ТРД розглядається ізольовано від його можливого авіаційного застосування, або коли питання аеродинаміки БПЛА досліджуються у відриві від двигуна та його характеристик. Це може призвести до вибору неоптимальних параметрів та неправильних обмежень області застосування мікро-ТРД. Для усунення зазначених проблем з метою оцінки ефективності застосування серійних комерційних мікро-ТРД на високошвидкісних БПЛА була використана стандартна програма газодинамічного розрахунку газотурбінних двигунів GasTurb14, за допомогою якої проведено газодинамічні розрахунки, отримано конструктивну схему та виконано математичне моделювання характеристик мікро-ТРД. На підставі отриманих даних виконано аналіз умов та ефективності застосування розглянутого типу двигунів на високошвидкісних БПЛА, визначено можливі виробники та моделі двигунів, що випускаються ними серійно, а також їх комплектація. Виявлено, що для БПЛА даного класу двигун повинен мати ступінь підвищення тиску в компресорі в діапазоні 4,2-4,7, а польотний робочий режим мікро-ТРД доцільно вибрати на частоті обертання 92-95% від максимальної. Встановлено також, що БПЛА з мікро-ТРД, порівняно з поршневіми двигунами, легко забезпечують ту ж дальність польоту при тій же відносній масі палива коштом щонайменше втричі вищої швидкості. В результаті застосування мікроТРД виявляється найбільш ефективно при дальності польоту понад 300 км, а при швидкості польоту понад 150 м/с (540 км/год) мікро-ТРД забезпечує істотну перевагу перед поршневим двигуном для цілого ряду оперативного-тактичних завдань.

УДК 629.735.4

В.В. Нерубаський

СУЧАСНИЙ СТАН І ПЕРСПЕКТИВИ РОЗВИТКУ ГТД ДЛЯ ВАЖКИХ ГЕЛІКОПТЕРІВ

Сегмент важких гелікоптерів з ГТД досить різноманітний і умовно може бути розділений на два класи: а) середньо-важкі масою 7...10 т (наприклад Bell 525, Sikorsky S-70, Leonardo AW189); б) важкі масою від 10 до 16 т (Airbus Helicopters H225, Mi-17, Mi-38, Leonardo AW101). Необхідно звернути увагу на той факт, що абсолютно нових *моделей* на ринку істотно менше, ніж існуючих. Так H225 – це оновлений Aerospatiale AS335, що надійшов у виробництво у 1980 р., Mi-17 – це модернізований Mi-8, що вперше злетів у 1962 р. Ці вертольоти безперервно вдосконалюються та відповідають найсучаснішим вимогам.

На важких гелікоптерах застосовуються турбувальні двигуни (ТВаД) з потужністю в діапазоні 1600 ... 3000 к.с. Розробниками та виробниками таких двигунів є всесвітньо відомі фірми General Electric, Safran (Turbomeca), ОДК "Клімов". Ринок ТВаД досить консервативний, а багато двигунів (наприклад, Т700, Makila, ТВ3-117) розроблено понад 30 років тому. Тим не менш, ці *двигуни* безперервно вдосконалюються та оснащені сучасними цифровими системами керування типу FADEC із гідромеханічним резервуванням. Міжремонтний ресурс ТВаД для легких вертольотів досягає 3000...4000 годин, а деякі двигуни експлуатуються за технічним станом.

Пожвавлення ринку гелікоптерів після світової економічної кризи 2008-2013 років змінилося спадом через пандемію COVID-19. Переважно це торкнулося важких гелікоптерів як найдорожчих на ринку. Прогнозується, що до 2030 р. річний обсяг замовлень на важкі гелікоптери сягне 150 одиниць.

Розвиток гвинтокрилів спрямований на збільшення швидкостей, зниження витрат палива, зменшення шкідливих викидів, підвищення безпеки. І якщо збільшення швидкості пов'язане виключно зі схемою ЛА, то решта показників залежить від якості двигунів. Двигунобудівельні фірми безперервно вдосконалюють свої серійні вироби, а також розробляють нові. Новими двигунами є General Electric T901 та Safran Aneto. Вони відрізняються меншою питомою масою та кращою економічністю. З їх появою пов'язують розробку перспективних військових та цивільних гелікоптерів важкого класу, які надійдуть в експлуатацію протягом найближчих 5-7 років.

Аналіз технічних характеристик ТВаД для важких гелікоптерів показує, що вітчизняний ТВ3-117ВМА-СБМ1В дещо поступається своїм європейським та американським аналогам, але з урахуванням перспектив підвищення потужності може на рівних з ними конкурувати. Для закріплення становища на світовому ринку необхідно розробити сучасний газогенератор для такого ТВаД, проте це пов'язано з великими часовими та фінансовими витратами, що є неможливим під час війни.

УДК 621.458

О.Є. Пушилін, В.В. Логінов

АНАЛІЗ СТАНУ ЩОДО СТВОРЕННЯ ГІБРИДНИХ ТУРБОЕЛЕКТРИЧНИХ СИЛОВИХ УСТАНОВОК ДЛЯ РЕГІОНАЛЬНИХ ЛІТАКІВ У СВІТІ

Проведено аналіз створення гібридних турбоелектричних силових установок (ГТЕСУ). Описуються реалізовані та перспективні комплексні науково-технічні програми створення «електричного» ГТД. Показані шляхи розроблення ГТЕСУ у провідних авіаційних компаніях Pratt & Whitney, GE Aerospace, SAFRAN, Rolls-Royce, Embraer та інших.

Більшість нових технологій, які пов'язані з регіональними літаками та їх гібридними силовими установками (ГСУ), з'являються поетапно. За останні 10 років представлено регіональні ЛА, які споживають енергію від акумуляторів, паливних елементів (ПЕ) та з гібридним живленням двигуна ГСУ. Авіаційні двигунобудівні компанії (наприклад, SAFRAN, GE, P&W) розпочали нові та активно продовжують впроваджувати існуючі програми зі створення нових елементів та вузлів двигуна, який працюватиме на альтернативних видах палива (біопаливо, синтетичне паливо, електропаливо), на синтетичних паливах змішаних з гасом, на газоподібному або рідкому водні. Результати застосування цих водневих технологій очікуються до 2030 року вже на борту ЛА.

Розкриваються питання подальших науково-технічних досліджень характеристик ГТЕСУ. Актуальним питанням є раціональне (оптимальне) використання термодинамічних властивостей процесу отримання водню для ПЕ. Інтеграція хімічних процесів може підвищити

ефективність електроживлення в цілому. Нові технологічні рішення вплинуть на газодинамічний процес авіаційного двигуна, що суттєво змінить загальні характеристики тяги (потужності) та питомої витрати палива (енергії).

Показано досвід ДП «Івченко-Прогрес» (Україна) щодо експериментально-дослідних робіт з використанням води в циклі газотурбінних двигунів AI-24 та AI-450M. Наведені результати експериментальних досліджень та висновки щодо подальшого використання результатів при проектуванні ГСУ. Розкриваються переваги отримання води з ПЕ та обґрунтовується необхідність оптимізації термодинамічного циклу ТГвД з урахуванням циклу польоту ЛА (зліт, набір висоти, розгін літака, крейсерський політ, зниження). Представлено перевірений метод зміни теплофізичних властивостей і фазових переходів робочої рідини при закачуванні води на основі результатів експерименту.

Показані основні напрямки створення ГТЕСУ:

1. ГТД із використанням водню в камері згоряння. Це найпростіше схемне рішення для створення допоміжної СУ. Архітектура такої СУ включає існуючий ГТД із удосконаленою камерою згоряння та нові паливні магістралі. Великі зміни будуть у конструкції планера ЛА та його системах зберігання та розподілу палива.

2. ГТД та електричний двигун (ЕД), які об'єднуються через загальний редуктор для приводу повітряного гвинта. У цій схемі необхідно раціонально використовувати накопичену енергію акумулятора на різних ділянках польоту ЛА. Використання електричної енергії залежить від умов роботи ГТД, умов польоту ЛА та його профілю польоту. Такий підхід потребує наявності блоку розподілу енергії на борту ЛА.

3. ГТД та окремий ЕД, який живиться від енергії акумулятора чи ПЕ. У цій схемі ЕД застосовується на окремих ділянках польоту ЛА.

ТЕОРІЯ ТА РОБОЧІ ПРОЦЕСИ

УДК 621.45.032.3

О.Г. Андрієць, О.А. Шевченко, В.М. Охмакевич, М.В. Хижняк

ВИЗНАЧЕННЯ ЕНЕРГОЕФЕКТИВНОСТІ ТА ЕКОЛОГІЧНИХ ПОКАЗНИКІВ ПРИ ЗАСТОСУВАННІ АЛЬТЕРНАТИВНИХ ПАЛИВ У ТЕПЛОВИХ ДВИГУНАХ

Використання інших альтернативних палив та водню, перш за все, стосується декарбонізації різних видів транспорту, у тому числі авіації. Останнім часом поширюються дослідження та використання таких альтернативних палив, як біопаливо, синтетичне паливо, водень та водневі суміші. Використання авіаційних палив показує, що вони повинні задовольняти відповідним вимогам, тому вибір альтернативних палив повинен задовольняти цим вимогам з покращенням їх характеристик, перш за все, з енергоефективності та екологічних показників. Для цього, починаючи з наземного випробування сучасного авіаційного двигуна, фірмою Rolls-Royce було проведено випробування на ранньому концептуальному демонстраторі з використанням зеленого водню. Зелений водень був створюваний енергією вітру та припливів щоб довести, що водень може бути авіаційним паливом майбутнього з нульовим викидом вуглецю. Після аналізу ранньої концепції наземних випробувань розробники планують серію подальших випробувань на стенді, що призведе до повномасштабного наземного випробування реактивного двигуна на зеленому водні у перспективі досягти нульового чистого викиду вуглецю з двигуна В роботі згідно з джерелом рекомендацій IPCC про використання дефіцитного палива підраховані коефіцієнти шкідливих викидів (EI) для деяких типів літаків для циклу Landing Take Off (LTO) (посадка / зліт), за таким же методом підраховуються шкідливі викиди при використанні в двигунах альтернативних палив. Оскільки викиди від реактивного палива відіграють важливу роль у парниковому ефекті, для зменшення викидів впроваджуються нові технології, серед яких однією з найефективніших і екологічно чистих є використання біопалива, оскільки біопаливо виробляється за допомогою сучасних біологічних процесів. В роботі виконано дослідження впливу додатка водню до традиційного дизельного палива двигуна внутрішнього згорання. Подача невеликих добавок газоподібного водню в колектор дизеля підвищило коефіцієнт корисної дії двигуна на номінальному та в більшій степені на часткових режимах роботи. Покращуються екологічні параметри дизеля: зменшується концентрація оксидів азоту у газах, що відпрацювали, на 30-40% і на 35% знижується вміст сажі.

УДК 662.758:629.78

В.І. Тимошенко, Ю.В. Книшенко, В.М. Дураченко

МАТЕМАТИЧНЕ МОДЕЛЮВАННЯ РОБОТИ СИСТЕМИ РІЗНОМАСШТАБНИХ РАКЕТНИХ ДВИГУНІВ МАЛОЇ ТЯГИ З ЄДИНОГО ПАЛИВНОГО ДЖЕРЕЛА

В якості виконавчих органів системи керування рухом верхніх ступенів ракет-носіїв (розгінних блоків) та космічних апаратів (КА), призначених для міжорбітальних переходів та маневрових робіт з причалювання та стиковки з іншими КА, використовуються системи ракетних двигунів малої тяги (РДМТ), тягові характеристики яких можуть суттєво відрізняються в залежності від завдань, що на них покладаються. Для живлення системи цих двигунів бажано використання одного й того ж палива, яке подається до всіх двигунів з єдиного джерела (баків), що забезпечує зменшення маси рушійних установок. Найбільш поширеним видом палива для цих цілей є двокомпонентні варіанти (пальне + окислювач), які при змішуванні в камерах згорання (КЗ) самозаймаються.

Представлено уніфікований підхід при числовій реалізації метода характеристик для обох компонентів палива для регулярних розрахункових перерізів (внутрішніх для

конструктивних ділянок зі сталими геометричними і пружними параметрами) та граничних перерізів на входах до системи трубопроводів, стиках ділянок і входах до двигунів по кожному з компонентів палива. При цьому враховуються робота електрокерованих паливних клапанів, гідравлічні опори паливних форсунок та термохімічні процеси в КЗ двигунів.

Роботу математичної моделі проілюстровано на прикладі системи різномасштабних двигунів малої тяги, у складі 10-ти РДМТ тягою 10 Н, 2-ох двигунів тягою 30 Н, 1 двигуна тягою 100 Н, які призначено для забезпечення керування рухом КА навколо центра мас та для реалізації переходу КА на нову орбіту, для маневрування та стикування з іншим КА. Виявлено вплив роботи в імпульсних режимах двигунів тягою 10 Н, що проявляється у неусталеності роботи двигунів тягою 30 Н або 100 Н з відхиленням тяги від $\pm 5\%$ до $\pm 20\%$ з частотою у декілька Гц.

Отримані розрахункові результати демонструють можливість визначення основних гідравлічних та газодинамічних параметрів системи на неусталених режимах роботи: розподіл тисків та витрат компонентів палива на входах до кожного з двигунів, тиски в камерах згоряння та тягові характеристики кожного з них, взаємний вплив двигунів на їх тягові характеристики на прикладі варіювання прохідних перерізів паливних колекторів у сталих (безперервних) та неусталених імпульсних режимах роботи всіх або частини двигунів.

Дану модель може бути використано для розрахункового обґрунтування конструктивних та режимних параметрів при попередньому проектуванні для визначення загального вигляду системи двигунів. Інформація про гідравлічні та газодинамічні параметри системи двигунів є важливим доповненням результатів наземного відпрацювання як одиночних двигунів, так і їх системи в умовах, що моделюють льотні експлуатаційні режими.

УДК 533.6.011

В.І. Тимошенко, В.П. Галинський

МАРШОВІ АЛГОРИТМИ РОЗРАХУНКУ ПРОЦЕСІВ У ПРЯМОТОЧНОМУ ПОВІТРЯНО-РЕАКТИВНОМУ ДВИГУНІ РАКЕТИ-НОСІЯ З КІЛЬЦЕВИМ ТОРОВИДНИМ КРИЛОМ

Маршовий розрахунок надзвукового обтіканні ракети-носія (РН) з кільцевим тороподібним крилом, яка оснащена прямоточним повітряно-реактивним двигуном (ППРД), виконується у три етапи: на першому етапі розраховується зовнішнє обтікання корпусу РН до перерізу, в якому знаходиться зріз вихлопного сопла ППРД; на другому етапі розраховується течія у тракті ППРД з урахуванням поля течії навколо передньої частини корпусу РН до входу у тракт ППРД, який знаходиться в області між корпусом РН та нижньою поверхнею кільцевого крила; на третьому етапі розраховується взаємодія зовнішньої течії навколо корпусу РН зі струменем продуктів згоряння, що витікає через сопло ППРД.

На першому етапі при розрахунку зовнішнього надзвукового обтікання корпусу РН з кільцевим крилом використовуються алгоритми маршового розрахунку з введенням двох розрахункових підобластей у зоні розміщення крила-підвісу над корпусом РН, які об'єднуються в одну область на задній кромці кільцевого крила.

Другий етап маршового розрахунку внутрішньої течії у тракті ППРД, що починається після завершення зовнішнього обтікання корпусу РН, має п'ять складових: а) розрахунок течії у повітрозбірнику – спочатку розраховується стиск надзвукового потоку, потім гальмування його у прямому стрибку ущільнення та прискорення дозвукового потоку; б) розрахунок дозвукової течії у камері згоряння з урахуванням подачі гасу і його згоряння у кисні повітря; в) визначення площини критичного перерізу сопла для отриманої витрати продуктів згоряння; г) розрахунок течії у соплі Лавалю – завдання надзвукового потоку з числом Маху $M_\infty \approx 1,2$ за критичним перерізом і прискорення надзвукового потоку у соплі; д) розрахунок течії у вихлопному струмені, що взаємодіє зі збуреним зовнішнім потоком навколо корпусу РН.

На третьому етапі виконується маршовий розрахунок обтікання хвостової частини корпусу РН з урахування струменя продуктів згоряння, що витікає через сопло ППРД.

На основі описаного алгоритму створене програмне забезпечення, яке дозволяє суттєво скоротити витрати часу на проведення розрахунків із прийнятною для проектування точністю, що особливо важливо на попередньому етапі проектування РН з ППРД. Для конкретної РН з кільцевим крилом торовидної форми наведено результати числових розрахунків надзвукового обтікання у вигляді полів ізоліній газодинамічних параметрів у полі потоку та розподілу тиску на поверхнях корпусу РН, кільцевого крила та у тракці ППРД. Показано, що використання кільцевого крила призводить до хвилеподібного характеру розподілу тиску в області між верхньою корпусу РН та нижньою поверхнею кільцевого крила. Зі зростанням кута атаки тиск у підвітряній частині цієї області перевищує тиск у навітряній частині поля. Наведено розподіл сумарних аеродинамічних характеристик сил і моментів, що діють на розглянуте компонентування РН, залежно від числа Маху та кута атаки.

УДК 621.4620.9

В.В. Коробко, А.П. Шевцов

ЗАСТОСОВУВАННЯ ТЕРМОАКУСТИЧНИХ СИСТЕМ ЕНЕРГОЗБЕРЕЖЕННЯ В СУДНОВИХ ГІБРИДНИХ ЕНЕРГЕТИЧНИХ УСТАНОВКАХ З ПАЛИВНИМИ КОМІРКАМИ

Останнім часом в судновій енергетиці значного поширення отримали гібридні енергетичні установки, до складу яких, наряду з традиційними тепловими двигунами, входять електрохімічні енергогенеруючі системи, побудовані з використанням паливних комірок. Гібридні СЕУ – це відносно нове технічне рішення для морського флоту, поява якого зумовлена жорсткими вимогами міжнародних організацій щодо обмеження емісії шкідливих для довкілля речовин. В першу чергу – це так звані Green House Gas (GHG), а саме – оксиди вуглецю, метан, оксиди азоту, та інші сполуки.

Проведений аналіз сучасного стану суднової енергетики та тенденцій її розвитку дозволив зробити висновок, що проблема полягає в робочих процесах теплових двигунів, які основані на згорянні палив. Забезпечити екологічну чистоту судноплавства можливо шляхом переходу до нових принципів виробництва механічної енергії, не основаних на хімічних процесах згоряння палив. Паливні елементи, які генерують електричну енергію шляхом електрохімічних процесів, здатні кардинально вирішити цю проблему. Впровадження таких електрохімічних генераторів потребує системного підходу до розробки новітніх схемних рішень, які здатні забезпечити отримання синергетичного ефекту.

Предмет дослідження – закономірності та параметри процесів енергообміну в гібридних СЕУ. В роботі розглядаються гібридні СЕУ з електрохімічними генераторами на основі протонообмінних паливних комірок (РЕМ FC). Цей тип паливних комірок найбільш поширений в енергетиці та на транспорті.

Ефективна експлуатація гібридних СЕУ передбачає використання систем утилізації теплових викидів судового обладнання. Робочі температури в РЕМ FC, в залежності від їх типу, лежать в діапазоні 60-80⁰С або 120-180⁰С, що є проблемою для створення ефективних систем утилізації скидної теплоти.

Метою досліджень є розробка схем утилізації термоакустичними технологіями теплових викидів гібридних СЕУ з РЕМ FC.

В роботі показано, що електрохімічні електрогенератори на основі РЕМ FC можуть бути інтегровані в теплову схему сучасних СЕУ, а застосування термоакустичних теплових машин розширює можливості систем утилізації теплових викидів. Низькотемпературні термоакустичні двигуни здатні перетворити теплові викиди електрогенеруючих РЕМ FC систем в механічну роботу, за рахунок чого підвищити загальну ефективність суднової гібридної енергетичної установки на 8 – 15% .

ПІДВИЩЕННЯ ЕФЕКТИВНОСТІ І КОМПАКТНОСТІ ЕНЕРГЕТИЧНИХ УСТАНОВОК ІНТЕНСИФІКАЦІЮ ТЕПЛОПЕРЕДАЧІ В ЇХ ЕЛЕМЕНТАХ

Підвищення ефективності транспортних та стаціонарних енергетичних установок здійснюється за рахунок вдосконалення процесів перетворення теплоти і маси в їх елементах. Ці процеси визначаються законами термодинаміки, гідрогазодинаміки, тепломасообміну і впливають на ефективний ККД, рівень теплових та шкідливих викидів, ресурс та компактність установок. Значний вплив на ці показники мають їх теплообмінні апарати як елементи енергетичних установок.

Вдосконалення суднових енергетичних установок та зростання масогабаритних показників теплообмінних апаратів у зв'язку з цим викликало необхідність розробки і впровадження науково-технічних рішень інтенсифікації процесів переносу теплоти і маси в цих апаратах для комплексного поліпшення їх економічних, екологічних, ресурсних і масогабаритних характеристик і забезпечення зменшення споживання палива та емісії шкідливих речовин.

Розглянувши сучасний стан підвищення ефективності використання енергетичних ресурсів та зменшення теплових і шкідливих викидів відпрацьованих газів в судновій енергетиці, можна зробити висновок про відсутність результатів і рекомендацій щодо інтенсифікації процесів переносу теплоти і маси за умов компактності їх теплообмінних апаратах та створення на їх основі обладнання з поліпшеними економічними, екологічними, ресурсними і масогабаритними показниками.

Одним із перспективних напрямів інтенсифікації процесів переносу в теплообмінних апаратах є погодження форми і площі поверхонь при конвективному переносі теплоти і маси в елементах енергетичних установок. Це погодження базується на використанні внутрішньої і зовнішньої форм поодиноких каналів при заданих розмірах та їх просторовому розташуванні у пучках. Суттєвою відмінністю таких пучків теплопередавальних поверхонь буде забезпечення переважаючого зростання теплопередачі над зростанням гідродинамічного опору на її забезпечення. Це дасть можливість створення на їх основі компактних теплообмінних апаратів для реалізації підвищених теплових потоків.

Науково-прикладною проблемою є підвищення ефективності використання енергетичних ресурсів та зменшення теплових і шкідливих викидів відпрацьованих газів суднових енергетичних установок шляхом раціональної організації перетворення енергії за рахунок погодження форми і площі поверхонь при конвективному переносі теплоти і маси в їх елементах.

Мета дослідження – вдосконалення енергетичних установок шляхом інтенсифікації процесів конвективного переносу теплоти і маси в їх теплообмінних апаратах та створення на їх основі обладнання з поліпшеними економічними, екологічними, ресурсними і масогабаритними показниками.

Об'єктом дослідження є процеси енергоперетворення при конвективному переносі теплоти і маси в теплопередавальних елементах суднових енергетичних установок та їх характеристики.

Предметом дослідження є закономірності та параметри процесів енергоперетворення при конвективному переносі теплоти і маси в елементах суднових енергетичних установок та їх вплив на ефективність, економічні, екологічні, ресурсні і масогабаритні показники цих установок.

Методи дослідження: математичне моделювання процесів конвективного перенесення теплоти і маси в теплопередавальних елементах енергетичних установок; аналіз і синтез при узагальненні наявних даних на базі фундаментальних рівнянь перенесення теплоти і маси; співставлення розрахункових і експериментальних результатів для верифікації і валідації математичної і фізичної моделі; системний аналіз для технічних рішень теплопередавальних елементів енергетичних установок..

Обґрунтованість та достовірність наукових положень, результатів та висновків базується на використанні фундаментальних законів термодинаміки, гідрогазодинаміки і теплома-сообміну, системи балансових рівнянь збереження кількості руху, енергії і маси. Достовірність результатів розрахунків по вдосконаленим математичним моделям забезпечена припустимою розбіжністю з експериментальними даними інших дослідників.

В результаті проведених досліджень отримані наступні наукові результати.

1. Доведено, що в суднових енергетичних установках присутні резерви, які дозволяють при проміжному охолодженні, регенерації та утилізації теплоти робочого тіла підвищити їх ККД відповідно до 3, 5 та 3% абсолютних за рахунок зниження енергетичних втрат в процесах конвективного перенесення теплоти завдяки їх вдосконаленню за умови, що співвідношення підведеної теплоти в цикл к витратам енергії на переміщення теплоносіїв складає до 1,08; 1,13 та 1,06 відповідно.

2. Для суднових енергетичних установок покращення показників до 5% економічності, 11% теплових викидів, 5% шкідливих викидів, 7% ресурсних і 20% масогабаритних досягається при застосуванні термогазодинамічної інтенсифікації сукупних процесів конвективного переносу теплоти і маси за рахунок використання еліптичних пучків труб з оребренням, профільованими лунковими системами, що є найбільш прийнятним напрямком у порівнянні з існуючими.

3. Обґрунтовано, що зниження масогабаритних показників суднових енергетичних установок досягається шляхом використання утилізаційних котлів суднових дизельних та утилізаційних котлів і регенераторів газотурбінних енергетичних установок з компактність на рівні 0,054...0,057 м³/кВт, що досягається використанням гладких еліптичних труб із співвідношенням осей $a/b=2,4...2,6$.

4. Показано, що підвищення ефективності перенесення теплоти на 24...31 % в суднових утилізаційних котлах дизельних та утилізаційних котлах і регенераторах газотурбінних установок досягається використанням еліптичних гладких пучків при їх щільній компоновці зі співвідношенням поперечних і повздовжніх кроків $S_1/d_{екв}=1,1...1,4$ і $S_2/d_{екв}=1,5...1,9$ у порівнянні з пучками гладких круглих труб

5. Доведено, що подальше підвищення ефективності перенесення теплоти до 36% в суднових утилізаційних котлах дизельних та утилізаційних котлах і регенераторах газотурбінних установок досягається додатковим використанням лункових систем на ребрах зі співвідношенням висоти лунки Н до її діаметру d $H/d=0,125...0,5$ для спірально-стрічкового оребрення та $H/d=0,1...0,3$ для плоского оребрення еліптичних труб з послідовним розташуванням лунок у порівнянні з результатом 4.

6. Забезпечення комплексу економічних, екологічних, ресурсних і масогабаритних показників енергетичних установок сучасним вимогам обґрунтовується подальшим розвитком методу тривимірного моделювання термогазодинамічних процесів в їх теплообмінних апаратах при зовнішньому обтіканні пучків труб з профільованими теплопередавальними поверхнями різної форми.

УДК 001.891:621.319.4

О.С. Борцов, А.П. Шевцов

ВДОСКОНАЛЕННЯ КОНТАКТНИХ ГАЗОПАРОТУРБІННИХ УСТАНОВОК ПРИ ФОРСУВАННІ РОЗПОДІЛУ ФАЗ В ГАЗОРІДИННИХ ПОТОКАХ

Висока ефективність контактних газопаротурбінних установок (КГПТУ) при перетворенні енергії палива в механічну роботу та перспективи її подальшого підвищення визначають постійне розширення сфер їх застосування в різних об'єктах морської інфраструктури.

КГПТУ з подачею пари з котла-утилізаторі, безпосередньо в камеру згоряння газотурбінного двигуна характеризується здатністю забезпечувати потреби води на власні потреби, високу початкову температуру робочого тіла на вході в турбіну, низькі значення температури

відпрацьованої газопарової суміші та задовільні масогабаритні показники.

КГПТУ знайшли застосування в газотранспортній промисловості та енергетиці. Досвід експлуатації вітчизняної газоперекачувальної установки ГПУ-16К на газокомпресорній станції «Ставищенська», підтвердив її високі економічні та екологічні показники, що дозволяють їх використання в якості енергетичних установок для виробництва механічної і електричної енергії та теплоти. В той же час наявність системи охолодження циркуляційної води і контактного конденсатора в складі КГПТУ потребують їх компактності.

Необхідність подальшого удосконалення існуючих КГПТУ та створення більш досконалих і ефективних установок для використання в умовах експлуатації об'єктів морської інфраструктури з прийнятними економічними, екологічними та масогабаритними показниками визначають актуальність теми роботи.

Метою роботи є удосконалення КГПТУ на базі ГТД різних кінематичних схем шляхом вибору раціональних параметрів контактного конденсатора і системи охолодження циркуляційної води в складі енергетичної установки на основі детального моделювання і дослідження процесів переносу теплоти і маси в їх елементах з урахуванням їх взаємного впливу.

Для досягнення цієї мети сформульовані та вирішені наступні завдання:

- на основі закономірностей термодинаміки, газової динаміки, тепло- та масообміну в елементах контактного конденсатора і системи охолодження циркуляційної води КГПТУ створена математична модель процесів конденсації газопарової суміші та розподілу газової і рідинної фаз з урахуванням особливостей характеристик складових елементів з деталізацією розрахунку процесів в контактному конденсаторі до рівня конденсатовідвідник, тубчасто-сіткова насадка, зрошувач і сепаратор;

- виконана перевірка адекватності математичної моделі контактного конденсатора і системи охолодження циркуляційної води КГПТУ шляхом її ідентифікації з результатами натурних експериментальних досліджень характеристик КГПТУ та модельних випробувань на експериментальному стенді;

- обчислювальним експериментом досліджений вплив подачі газопарової суміші і охолоджувальної води в контактний конденсатор на його характеристики і масогабаритні показники з урахуванням особливостей спільної роботи контактного конденсатора і системи охолодження циркуляційної води у складі установки;

- визначено основні закономірності зміни характеристик елементів контактного конденсатора і системи охолодження циркуляційної води у складі установки та розроблено рекомендації по створенню КГПТУ на базі ГТД різних потужностей;

- визначено вплив зміни зовнішніх умов повітря та морської води на характеристики контактного конденсатора, системи охолодження циркуляційної води та установки;

- визначені основні напрямки вдосконалення КГПТУ з урахуванням особливостей застосування на об'єктах морської інфраструктури.

Об'єкт дослідження – термодинамічні, газодинамічні, тепло- та масообмінні процеси в контактному конденсаторі і системі охолодження циркуляційної води КГПТУ.

Предмет дослідження – параметри робочих процесів і характеристики елементів контактного конденсатора і системи охолодження циркуляційної води в КГПТУ.

Методи дослідження – математичне моделювання процесів в елементах контактного конденсатора і системи охолодження циркуляційної води, що базується на вирішенні системи нелінійних алгебраїчних рівнянь термодинаміки, газової динаміки та теплопередачі; аналіз і синтез процесів в елементах контактного конденсатора і системи охолодження циркуляційної води з урахуванням їх взаємного впливу, модельний фізичний експеримент.

Наукова новизна роботи полягає в тому, що на основі синтезу процесів в елементах контактного конденсатора і системи охолодження циркуляційної води з урахуванням їх сумісної роботи у складі КГПТУ вперше:

- визначена закономірність перерозподілу потоків теплоти і маси в елементах контактного конденсатора і системи охолодження циркуляційної води, яка полягає в збільшенні швидкості ГПС в контактному конденсаторі, в результаті чого температура газопарової суміші

збільшується на 2–3 К, а температура відведеної води знижується на 1 К і внаслідок цього кількість відведеної теплоти знижується на 4%;

- визначено, що при збільшенні швидкості руху та незмінних показниках контактного конденсатора його аеродинамічний супротив збільшується на 3540 Па головним чином за рахунок сітчастої тепломасообмінної насадки, зменшення перепаду тиску на якій досягається зменшенням її пористості при корекції її конструкції завдяки розмірам сітки і каналів;

- виявлено, що підвищення швидкості газопарової суміші в контактних конденсаторах з 3 до 6 м/с призводить до зниження ККД до 0,3% абсолютних практично без зміни питомої потужності контактних газопаротурбінних установок, але зниження масогабаритних показників компенсує це і для енергетичних установок на об'єктах морської інфраструктури має певні переваги.

Удосконалені:

- математична модель процесів в контактному конденсаторі і системі охолодження циркуляційної води КГПТУ з утилізацією теплоти та маси робочого тіла шляхом деталізації розрахунку процесів у конденсаторівідвіднику, тубчасто-сітковій насадці, зрошувачі і сепараторі, що дозволяє виконувати проектування та параметричну доводку КГПТУ, дослідження їх статичних характеристик, розробляти рекомендації щодо вдосконалення характеристик установок та прогнозувати зміну характеристик ГТД після їх впровадження;

- способи підвищення ефективності КГПТУ за рахунок ефективності осадження крапель дисперсністю менше 100 мкм при різній ефективності осадження окремими елементами з впливом цих елементів один на одного методом кінцевих елементів дозволяє обґрунтувати можливість досягнення максимального сумарного осадження крапель до 0,999 при незначному збільшенні перепаду тиску з 5,1 до 20,5 Па з урахуванням особливостей об'єктів застосування.

Набули подальшого розвитку;

- принципи та рекомендації по створенню КГПТУ на базі серійних ГТД різних потужностей;

- при ефективності повернення води в контур близької до 1 і вологовідділення від 0,97 до 0,99 можливе збільшення швидкості руху газопарової суміші до 3,8 м/с на вході в контактний конденсатор і до 2,18 м/с на вході у вологовідділювач-сепаратор, що дозволяє зменшити площу поперечного перерізу контактного конденсатору до 9,6% при збільшенні аеродинамічного опору руху газопарової потоку до 11,6%.

УДК 621.036. 07

О.М. Філіпчук, А.П. Шевцов

ЕФЕКТИВНІСТЬ СУДНОВИХ ДОПОМІЖНИХ КОТЕЛЬНИХ УСТАНОВОК ПРИ ВИКОРИСТАННІ ВОДОПАЛИВНИХ ЕМУЛЬСІЙ

Жорсткість вимог світових стандартів на викиди шкідливих речовин в атмосферу і водне середовище судновими енергетичними установками разом з проблемою зростання цін на паливні ресурси збільшують значимість і актуальність питань, пов'язаних з комплексним підходом до вирішення проблем ефективного використання паливно-енергетичних і водних ресурсів на основі застосування водопаливної емульсії, шляхом зміни її фізико-хімічних властивостей та складу, а саме вприску води або пари і спалювання. Узагальнені дані публікацій останніх років вказують на перспективність застосування в якості альтернативних палив водопаливних емульсій, аналізуються їх властивості та способи підготовки емульсій, в яких особлива увага звертається на рівень дисперсності. Наводяться дані про суттєве поліпшення процесів горіння внаслідок мікрровибухів крапель водопаливних емульсій, що призводить до економії палива, значення яких представлені у великих межах, а також відомості про зниження емісії шкідливих компонентів димових газів. В той же час при спалюванні важких сірчистих мазутів в суднових допоміжних котельних установках, виникають проблеми, пов'язані з

високим значенням викидів токсичних інгредієнтів і теплових викидів в атмосферу, зі зростанням високотемпературної та особливо низькотемпературної корозії, що призводить до зниження працездатності котлів та відносно низьких ККД. Вирішення даних проблем не можливо без застосування методології різних суміжних напрямків дослідження з узгодження взаємодії фізично-хімічних процесів в газах, електрохімічних процесів на високо- і низькотемпературних поверхнях нагріву, як елементів допоміжних котельних установок.

Тому існує нагальна необхідність дослідження техніко-економічних, екологічних, і експлуатаційних показників суднових допоміжних котельних установок, що використовують водопаливні емульсії з підвищеним водовмістом корекцією її складу. Це потребує вирішення наступних задач дослідження: визначити вплив складу мазуту, нафтомастиловмістких вод і водомазутних емульсій різного водовмісту на їх енергоспроможність, на рівень теплових і шкідливих викидів їх продуктів спалення; на інтенсивність низько- та високотемпературної корозії в умовах використання в котельних установках; обґрунтувати необхідність застосування інтенсивної електродіалізної підготовки прісної води та її жорсткої кавітаційної обробки для підготовки водомазутних емульсій, у яких краплі води мають діаметр 1 ... 2 мкм.

При дослідженнях використані наступні експериментально-розрахункові методи: статистичні для витрат енергоресурсів палива і води та їх екологічних показників; математичного планування; регресійного аналізу корозійних процесів при розробці номограм для визначення допустимих значень температур поверхонь нагрівання, солевмісту та швидкості корозії; фізичного моделювання на експериментальній установці впливу солевмісту води у складі водомазутних емульсій на інтенсивність корозійних процесів в елементах; теоретичне і експериментальне обґрунтування прогнозування швидкості низько- і високотемпературної корозії на основі короточасних експериментальних досліджень; дослідження інтенсифікації процесів масопереносу в робочих каналах електродіалізного опріснювача шляхом встановлення додаткових електродів. Використані методи дослідження найбільш повно віддзеркалюють умови і особливості спалювання важких сірчистих мазутів в суднових допоміжних котельних установках.

Вимоги законодавчих актів ІМО (International Maritime Organization) жорстко регламентують викиди шкідливих речовин від судноплавства. Відповідно до яких для кожного нового судна необхідно визначати необхідний (Required) та досяжний (Attained) конструктивний індекс енергетичної ефективності судна EEDI (Energy Efficiency Design Index), а також операційний індекс EEOI (Energy Efficiency Operational Index) під час проектування, будівництва та експлуатації судна. Фізичний зміст індексів ідентичний і є відношенням маси виробленого енергетичною установкою судна парникового газу CO₂ до величини транспортної роботи судна, г CO₂/т-миль. Скорочення викидів CO₂, що утворюється при роботі енергетичної установки, може бути досягнуто як зменшенням витрати палива (Engine power × SFC), так і застосуванням палива з низьким вмістом вуглецю, що враховується коефіцієнтом вмісту вуглецю в паливі C_F. Використання, як палива, водомазутної емульсії дозволяє знизити значення C_F щодо традиційного мазуту. Крім того, більш висока теплотворна здатність водомазутної емульсії (≈ 43,8 МДж/кг) порівняно з мазутом (40,28 МДж/кг) дозволяє знизити питому витрату палива (SFC).

Підвищення техніко-економічної ефективності суднових допоміжних котельних установок досягається при спалюванні водомазутних емульсій з водовмістом 25 ... 30 % шляхом фізико-хімічної активації води при кавітаційно-циркуляційній обробці разом з дією потужного електричного поля в електродіалізаторі і додаткової «жорсткої» кавітаційно-циркуляційної обробки самої водомазутної емульсії безпосередньо перед спалюванням, що дозволяє забезпечити: економію водомазутної емульсії на рівні ~7 % при водовмісті в межах 15 ... 20 % і чистого палива на рівні 25 % при водовмісті 27 ... 30 %, що відноситься до допоміжних котлів, що мають тільки радіаційну пароутворюючу поверхню. Крім того, зменшити викиди шкідливих речовин в атмосферу за рахунок зменшення середньої температури газів в камері згоряння і впливу підвищеної концентрації водяної пари, що забезпечує первинне зниження NO_x з 550...500 мг/м³ до 175...158 мг/м³), SO₂ з 470...427 мг/м³ по 192...174 мг/м³) і CO₂ з 12,8...11,6 % до 9,0...8,1 %).

Обґрунтовано, що максимально допустиме значення солевмісту водомазутних емульсій на рівні 180 мг/дм^3 за рахунок зміни складу і стану її мінеральної частини, а також зниження корозійних властивостей продуктів згоряння водомазутних емульсій на основі сірчистих палив з водовмістом біля 30%, що дозволяє забезпечити допустиме значення швидкості високо- та низькотемпературної корозії на рівні $0,25 \dots 0,3 \text{ мм/рік}$ і при зниженні температури стінки поверхні нагрівання до $70 \dots 80 \text{ }^\circ\text{C}$ знизити температуру відхідних газів після котлів до $80 \dots 100 \text{ }^\circ\text{C}$ і таким чином підвищити ККД допоміжних котлів до 95%.

Використання допустимого значення солевмісту водомазутних емульсій дозволить забезпечити використання вторинних енергоресурсів судна у вигляді нафтомастиловмістких вод після сепарації палива, мастил і нафтозалишків. Подальше зростання екологічних характеристик суднових енергетичних установок відповідно вимог ІМО забезпечується застосуванням у системі комплексної технології використання паливо-енергетичних і водних ресурсів суден скрубєрних технологій, як вторинного методу зниження токсичності газів, що забезпечує зменшення розмірів секції скрубєра для уловлення NO_x в 3...4 рази, секції поглинання SO_2 в 2...2,5 рази, а секція абсорбції CO_2 зменшується в 1,2...1,4 рази.

УДК 621.455

Sai Vigness Ramasamy, L.A. Bazyma
(*Cai Вігнесс Рамасамі, Л.О. Базима*)

SIMULATION METHODS OF ELECTRIC PROPULSION THRUSTERS (МЕТОДИ ЧИСЕЛЬНОГО МОДЕЛЮВАННЯ ЕЛЕКТРОПРАКЕТНИХ ДВИГУНІВ)

Electric propulsion has had been developed since the early 1960s, and its use onboard satellites, orbiting platforms, and interplanetary probes has increased significantly in the 21st century. The need for a detailed understanding of the working physics and a more accurate assessment of performance to create innovative designs has stimulated the development of a large number of numerical simulation codes.

The choice of method for modelling a specific thruster should be dictated by the physical characteristics of the flow in the device, and by the level of accuracy required from the simulation. There is a wide range of conditions in different types of thrusters. This means that different methods and computer codes must be developed for each of the different thrusters.

Plasma thrusters can be classified in terms of the gas ionization process, the basic conversion mechanism for the kinetic energy gained by the ions, the main acceleration mechanism of the plasma, or the modeling needs. Electric propulsion thrusters (with the exception of electro-thermal thrusters) fall within the electrostatic and electromagnetic categories. Thrusters belonging to the former can be modeled by retaining only Poisson's equation, while the second category requires including the full set (or a subset) of Maxwell's equations.

In recent years, numerical simulations have increasingly benefited the basic understanding and engineering optimization of electric thrusters. This is due to several concurrent contributions: the evolution of computer hardware that has allowed the representation of multi-dimensional geometries and multi-scale phenomena; implementation of sophisticated new algorithms and numerical diagnostic tools; and the availability of new collisional and surface interaction data. This paper outlines efforts to develop models of various electrical propulsion concepts, from the first attempts in the early 90s to the latest sophisticated multidimensional simulations.

The successful development of physically accurate numerical methods for simulating the gas and plasma flows in electric propulsion thrusters has the potential to significantly improve the design process of these devices. This goal has been partially realized with numerical simulations playing an increasing role in the design, particularly of ion thrusters and Hall thrusters. In terms of predicting thruster performance, accuracy of the existing numerical methods ranges from within 5% for resisto-jets and ion thrusters, to within 10- 20% for arcjets and Hall thrusters.

There are two main directions for future work to continue to improve the numerical modelling of electric thrusters. First, the numerical methods themselves must be improved in terms of their physical accuracy and their computational speed. The second main direction for improvement in the simulations involves the more accurate determination of physical parameters that are required by the numerical formulations. Examples of such information include sputter yields for new grid materials that might be used in gridded ion thrusters, secondary electron coefficients of wall materials used in Hall thrusters, electron mobility and other transport coefficients, and cross sections for new propellant species. These data are most likely to be obtained computationally due to the development of molecular dynamics simulation methods, and the expense and difficulty of performing laboratory experiments to measure such data.

УДК 621.452

К.М. Подгорський, С.В. Єніфанов, Є.Д. Куліш

АНАЛІЗ ТОЧНОСТІ ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО ВИЗНАЧЕННЯ ККД ВЕНТИЛЯТОРІВ

Турбореактивні двоконтурні двигуни з високим і надвисоким ступенем двоконтурності є основою силових установок пасажирських і транспортних літаків великої та середньої дальності. У цих двигунах значна частина (80 і більше відсотків) тяги формується в зовнішньому контурі, основним елементом якого є вентилятор. Тому існуючі програми розвитку авіаційних двигунів значну увагу приділяють удосконаленню вентиляторів. Підвищення ККД вентиляторів двигунів зазначеного класу потребує вирішення ряду складних взаємопов'язаних проблем, зокрема визначення характеристик вентилятора за результатами його випробувань.

Аналіз робіт у цій галузі показав, що відомі методи визначення ККД за результатами випробувань можна розділити на дві групи: методи, основані на використанні вимірювання зміни тиску й температури у вентиляторі та методи, основані на використанні вимірювання крутильного моменту. У цій роботі виконано порівняльний аналіз цих методів. Показано, що проблема забезпечення точності експериментального визначення ККД вентиляторів загострюється в зв'язку з наявною тенденцією підвищення ступеня двоконтурності, тому що при цьому максимальний ступінь підвищення тиску зменшується, що збільшує похибку визначення ККД. Виконано аналітичний аналіз похибок обох методів. Отримано універсальні залежності, які дозволяють прогнозувати похибки при відомих номінальних характеристиках вентилятора й похибках вимірювання параметрів, що використовуються. Показано, що, незважаючи на необхідність використання більшої кількості вимірюваних параметрів, метод, оснований на вимірюванні крутильного моменту, забезпечує меншу сумарну похибку за умови, що забезпечено мінімально необхідну точність вимірювання крутильного моменту. У багатьох практично важливих випадках потрібно визначити характеристику вентилятора безпосередньо під час його роботи в складі двигуна. При цьому найбільш прийнятним варіантом є визначення крутильного моменту за кутовою деформацією валу ротора низького тиску, який сполучує вентилятор із турбіною низького тиску. Отримані в даній роботі співвідношення дозволяють сформулювати вимоги до точності вимірювання крутильного моменту, покладені в основу завдання на проектування даної вимірювальної системи.

Кількісний аналіз похибок виконано на прикладі характеристики вентилятора двигуна з великим ступенем двоконтурності. Вибрано дві граничні точки характеристики, які відповідають положенню лінії робочих режимів в області режиму малого газу максимального режиму. У цих точках визначено значення коефіцієнтів впливу відносних похибок кожного вимірюваного параметра на відносну похибку розрахунку ККД. Абсолютні значення цих коефіцієнтів суттєво зростають при зниженні режиму роботи двигуна. Показано, що при використанні другого способу визначення ККД вплив похибок вимірювання тиску знижується в 3...3,5 рази, а вплив похибок вимірювання температури – ще більш суттєво: в 20...35 разів. Однак при використанні другого способу з'являється додаткова похибка, пов'язана з

вимірюванням крутильного моменту. Визначено умову, яку має задовольняти похибка вимірювання крутильного моменту, щоб спосіб визначення ККД із його використанням був більш ефективним. Аналіз показав, що цю умову задовольнити легко. Однак виконати вимогу до максимального значення абсолютної похибки визначення ККД дуже складно. Для рішення практичних задач похибка ККД не має перебільшувати 0,5 %. Це значить, що точність вимірювання крутильного моменту навіть у випадку відсутності інших похибок вимірювання не може бути гіршою від 0,5 %. З урахуванням перспективи вимірювання температури й тиску з відносними середньоквадратичними відхиленнями $\sigma_{\delta p} = 0,013 \%$ і $\sigma_{\delta T} = 0,09 \%$, СКВ похибка вимірювання крутильного моменту при цьому не має бути більшою, ніж 0,14 %.

УДК 621.45.032.3

К.В. Балалаєва, А.В. Балалаєв, Г.Г. Голембієвський, А.А. Ковтун

РОЗРАХУНОК ХАРАКТЕРИСТИК ПОВІТРЯНОГО ГВИНТА КВАДРОКОПТЕРА

Предметом дослідження є характеристики гвинта квадрокоптера. Об'єктом дослідження є дволопатевий гвинт квадрокоптера. Метою роботи є оцінка ефективності, акустичних характеристик гвинта квадрокоптера та оптимізація кутів викладки вуглепластика з мінімізацією прогину. Для досягнення мети були вирішені наступні задачі: моделювання течії у дволопатевому гвинті квадрокоптера в заданому діапазоні частот обертання; розрахунок коефіцієнта корисної дії дволопатевого гвинта квадрокоптера; розрахунок рівня акустичного тиску досліджуваного гвинта; розрахунок на прогин дволопатевого гвинта квадрокоптера при різних кутах викладки вуглепластику. Дослідження течії у гвинті проводилось методом чисельного експерименту. Розрахунок на прогин здійснювався на основі аеродинамічних характеристик гвинта методом чисельного експерименту. Рівень акустичного тиску L оцінювався на відстані 1 м від джерела акустичного випромінювання (гвинта). Результати: опти-мальний режим роботи з максимальним ККД спостерігається при частоті обертання 9000 об/хв. і сягає значення 0,853. При мінімальній дослідженій частоті обертання 3000 об/хв. ККД гвинта має найменші значення і становить 0,638. При збільшенні частоти обертання ротора двигуна ККД гвинта поступово збільшується. При збільшенні частоти обертання від 9000 об/хв. до 10000 об/хв. ККД зменшується з 0,853 до 0,833. Оцінка рівня акустичного тиску досліджуваного дволопатевого гвинта по-казала, що частота обертання суттєво впливає на рівень акустичного тиску гвинта. При зростанні частоти обертання з 3000 об/хв. до 10000 об/хв. рівень акустичного тиску гвинта зростає з 56,62 дБ до 90,57 дБ. Результати розрахунків показали, що прогин лопатей досліджуваного гвинта залежить від кутів викладки шарів вуглепластика. Прогин лопатей змінюється в діапазоні від 0,76 мм до 0,821 мм. Найбільший прогин лопатей досягається при варіанту викладки шарів вуглепластика $0^\circ/30^\circ$, най-менший – при кутах $0^\circ/80^\circ$. Наукова новизна та практична значимість проведених досліджень полягає в тому, що отримані нові дані щодо характеристик дволопатевого гвинта квадрокоптера. Отримані дані допоможуть у створенні і оптимізації параметрів дволопатевого гвинта квадрокоптера.

УДК 629.7.083

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

АНАЛІЗ ВПЛИВУ МІСЦЯ ВПОРСКУВАННЯ ВОДИ НА ХАРАКТЕРИСТИКИ ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВОКОНТУРНОГО ДВИГУНА З ФОРСАЖНОЮ КАМЕРОЮ ЗГОРЯННЯ

Важливим напрямком для розвитку високошвидкісних літальних апаратів є розширення діапазону експлуатації авіаційних двигунів у складі їх силових установок. Нині діапазон експлуатації авіаційних двигунів за висотою та швидкістю польоту обмежений здатністю матеріалів конструкції витримувати температуру робочого тіла. Тому для розширення діапазону

експлуатації необхідно або змінювати матеріали конструкції, або застосовувати технології, що передбачають охолодження робочого тіла.

Система впорскування води в турбореактивний двоконтурний двигун з форсажною камерою згоряння дозволяє здійснити охолодження робочого тіла без значного втручання до конструктивного профілю двигуна, що значно заощаджує час проектування та вартість розробки авіаційного двигуна для високошвидкісного літального апарату. Також впорскування води давно використовується для короткочасного збільшення тяги двигуна, що є додатковою перевагою для застосування даної системи. Крім того впорскування води здійснює позитивний вплив на екологічні показники турбореактивного двоконтурного двигуна з форсажною камерою згоряння зменшуючи кількість викидів COX та NOX у навколишнє середовище.

Вибір місця впорскування води у тракт двигуна має великий вплив на його характеристики та на можливість високошвидкісного літального апарату виконувати поставлені задачі. Саме тому проектування двигуна має відбуватися з розумінням цільового призначення високошвидкісного літального апарату. В статті виконано аналіз впливу місця впорскування води на характеристики турбореактивного двоконтурного двигуна з форсажною камерою згоряння. Розглянуто впорскування води на вході до вентилятора та на вході до компресора високого тиску. Показано вплив місця впорскування і умов польоту на витрату води. Знайдено умови експлуатації, в яких неможливе використання турбореактивного двоконтурного двигуна з форсажною камерою згоряння через обмеження, що не пов'язані з температурою робочого тіла. Наведені результати розрахунків щодо впливу місця впорскування води на основні термодинамічні параметри та тягові характеристики двигуна.

Застосування отриманих результатів дасть змогу підвищити термодинамічну ефективність і розширити діапазон експлуатації турбореактивних двоконтурних двигунів з форсажною камерою згоряння з використанням сучасних матеріалів. Результати цієї роботи також дадуть змогу скоротити період створення конкурентоспроможних двигунів для високошвидкісних літальних апаратів за рахунок цілеспрямованого пошуку їх раціонального термодинамічного і конструктивно-геометричного обрису.

УДК 629.7.03:533.697.2

А.О.Хорохордін, О.В.Еланський, І.Ф.Кравченко, М.М.Мітрахович, К.В.Балалаєва

МЕТОДОЛОГІЧНІ АСПЕКТИ ВИБОРУ І ОБҐРУНТУВАННЯ ПАРАМЕТРІВ НАДЗВУКОВОГО ВХІДНОГО ПРИСТРОЮ

Розробка сучасних надзвукових вхідних пристроїв літальних апаратів потребує визначення і оцінки їх аеродинамічних характеристик для забезпечення інтеграції літального апарату та силової установки з надзвуковим вхідним пристроєм.

Надзвуковий вхідний пристрій силової установки призначений для забирання повітря з атмосфери, підводу повітря до двигуна та перетворення кінетичної енергії потоку, що набігає, в потенційну енергію стиснутого повітря з мінімальними втратами повного тиску, забезпечувати мінімальний зовнішній опір та подачу відповідної витрати повітря до двигуна на всіх режимах його роботи і польоту літального апарату, а також вхідний пристрій повинен забезпечувати стійкий потік повітря при всіх умовах польоту і максимальне рівномірне поле швидкостей та тиску на вході в двигун.

Для оцінки досконалості і ефективності надзвукового вхідного пристрою використовують ряд параметрів, основним з яких є коефіцієнт відновлення повного тиску.

В дослідженні розглянуті основні положення методології вибору і обґрунтування параметрів надзвукового вхідного пристрою.

Моделювання течії в надзвуковому вхідному пристрої зовнішнього стиснення після визначення вихідних розрахункових даних - розрахункового числа Маха і розрахункової висоти польоту здійснюється в 2 етапи.

На першому етапі визначається кількість косих стрибків ущільнення, кути нахилу поверхонь гальмування, кути нахилу стрибків ущільнення, основні геометричні параметри надзвукового вхідного пристрою для забезпечення максимального значення коефіцієнта відновлення повного тиску в стрибках ущільнення з використанням теоретичних положень газової динаміки нестисливого газу.

На другому етапі розробляється геометрична модель надзвукового вхідного пристрою, з використанням якої здійснюється розрахунок основних параметрів течії у вхідному пристрої для розрахунку його основних параметрів.

Розрахунок параметрів течії у вхідному пристрої здійснено з використання програмного середовища ANSYS CFX, що дозволяє чисельним методом розв'язувати задачі газодинаміки, на основі рішення рівнянь Нав'є – Стокса, що замкнені диференційною двопараметричною $k-\epsilon$ моделлю турбулентності.

Рішення системи рівнянь Нав'є – Стокса здійснюється з використанням структурованої скінчено - елементної сітки.

Такий методологічний підхід, з використанням газогідравлічної теорії стрибків ущільнення та чисельних методів, дозволяє оцінювати вплив вихідних розрахункових даних та геометричних параметрів надзвукового вхідного пристрою на його основні характеристики.

УДК 621.43

І.І. Юдін

ПАСИВНЕ УПРАВЛІННЯ ПРИМЕЖОВИМ ШАРОМ У ДИФУЗОРНОМУ КАНАЛІ

Предметом дослідження є повний тиск в дифузорному каналі з пасивним управлінням примежовим шаром. Об'єктом дослідження є дифузорний канал з канавками.

Механізм зниження опору за рахунок присутності на обтічній поверхні поздовжніх канавок пов'язаний з обумовленим ними посиленням сил в'язкості, що діють в поперечному напрямку. Ці сили породжують порівняно спокійний плин в западинах між ребрами, який виштовхує турбулентний плин, що обумовлює поверхневе тертя, відтісняючи його від поверхні. Тим самим змінюється процес генерації і зростання витягнутих пристінкових турбулентних утворень. Крім того, при наявності поздовжніх канавок можлива зміна поля тиску в поперечному напрямку, а також створення квазідвувимірної течії в безпосередній близькості від стінки.

Ціллю є завдання розрахункового дослідження впливу канавок на втрати повного тиску у дифузорному каналі, з метою оцінки впливу канавок на зміну характеру течії та зміну тиску. Для досягнення цілі були вирішені задачі: змодельована дифузорний канал котрий мав наступні розміри: довжину $L=50$ мм, гідравлічний діаметр на вході $X=25$ мм, гідравлічний діаметр на виході $Y=40$ мм, діаметр канавки $d=4$ мм, кількість канавок $n=4$ та $n=8$. Дослідження порівнювалось з дифузором, з наступними розмірами: довжина $L=50$ мм, діаметр на вході $X=25$ мм, діаметр на виході $Y=40$ мм. Для дослідження течії у дифузорі обрано метод чисельного експерименту.

Для проведення дослідження в дифузорі використовувалась дрібна неструктурована розрахункова сітка. Розрахунок турбулентної течії газу виконано шляхом чисельного розв'язання осереднених рівнянь Нав'є-Стокса. Під час чисельного моделювання течії використовувалась модель турбулентної в'язкості Reynolds stress.

Отже, в результаті при використанні дифузору з поздовжніми канавками маємо збільшення коефіцієнту гідравлічного опору відносно гладкого дифузору. Механізм зниження опору не діє через відносно невелику довжину дифузору і малі поздовжні вихори масштабу канавок не встигають утворюватися. Замість ламінізації потоку спостерігаються додаткові збудження.

Наукова новизна - отримані нові дані щодо впливу канавок в дифузорному каналі на

коефіцієнт втрат повного тиску. Практичне значення - отримані результати можна використовувати при керуванні примежевим шаром у дифузорних каналах (у дифузорних компресорних решітках) з метою покращення їх характеристик.

УДК 621.45.032.3

Р.В. Майборода

ВПЛИВ МОТОГОНДОЛИ ТРИКОНТУРНОГО ДВИГУНА НА СИЛУ ТЯГИ ТУРБОВЕНТИЛЯТОРНОЇ ПРИСТАВКИ

Предметом дослідження є процес взаємодії мотогондולי триконтурного турбореактивного двигуна і турбовентиляторної приставки. Об'єктом дослідження є модель циліндричної мотогондולי і вентиляторна частина робочого колеса турбовентиляторної приставки.

Ціллю роботи є оцінка впливу мотогондולי на силу тяги вентиляторного контуру триконтурного турбореактивного двигуна з урахуванням впливу роботи турбовентиляторної приставки. Задачі: провести моделювання обтікання мотогондולי з турбовентиляторною приставкою та без турбовентиляторної приставки; розрахувати реактивну силу тяги турбовентиляторної приставки.

Дослідження проходились методом чисельного експерименту. Система рівнянь Нав'є-Стокса замикалась моделлю турбулентної в'язкості SST Gamma Theta Transitional №4.

Результати дослідження показали, що реактивна сила тяги вентиляторного контуру турбовентиляторної приставки зростає на 0,87-6,15% при режимах роботи на висоті 0 км, 9 км, 11 км та діапазоні чисел Маху на вході від 0,2 до 0,5. При обтіканні мотогондולי без урахування впливу турбовентиляторної приставки характерно, що поле швидкості на вході рівномірне, окрім зони з примежевим шаром близько поверхні мотогондולי. Однак, при роботі турбовентиляторної приставки картина обтікання радикально змінюється і товщина примежевого шару зменшується та потік перед вентилятором має нерівномірний характер. Характерна особливість турбовентиляторної приставки, яка пов'язана з нагрівом проміжного корпусу між турбінним і вентиляторним корпусом позитивно впливає на зменшення товщини примежевого шару, нагрів стінки сприяє підвищенню швидкості загальмованого, унаслідок сил в'язкості, потоку. Наявність примежевого шару на мотогондолі не чинить негативного впливу на течію у вентиляторному контурі турбовентиляторної приставки і вентилятор турбовентиляторної приставки не чинить негативного впливу на газогенератор двигуна.

Наукова новизна та практична значимість роботи полягає в отриманні нових даних щодо впливу мотогондולי на силу тяги вентиляторного контуру триконтурного турбореактивного двигуна з урахуванням впливу роботи турбовентиляторної приставки.

УДК 621.45.032.3

Р.В. Майборода

АНАЛІЗ ВПЛИВУ ТЕМПЕРАТУРНОГО ПЕРЕПАДУ ДВОЯРУСНОГО РОБОЧОГО КОЛЕСА НА СТУПІНЬ ПІДВИЩЕННЯ ТИСКУ

Предметом дослідження є робочий процес у турбовентиляторній приставці газотурбінного двигуна. Об'єктом дослідження є вентиляторна частина робочого колеса турбовентиляторної приставки. Ціллю роботи є оцінка впливу температурного перепаду в двоярусному робочому колесі на ступінь підвищення тиску у вентиляторній частині двоярусного робочого колеса турбовентиляторної приставки триконтурного двигуна. Для досягнення цілі були вирішені наступні задачі: провести моделювання течії у турбовентиляторній приставці; розрахувати залежність ступеня підвищення тиску у вентиляторній частині робочого колеса турбовентиляторної приставки від числа Маха для режиму роботи на висоті 0 км, 9 км та 11 км;

провести оцінку температурного перепаду в двоярусному робочому колесі турбовентиляторної приставки. Дослідження проводилось методом чисельного експерименту.

Результати: отримано залежності ступеня підвищення тиску вентиляторного контуру турбовентиляторної приставки від числа Маха на вході з урахуванням впливу гарячих газів турбінного контуру турбовентиляторної приставки. Показано, що течія гарячих газів впливає на ступінь підвищення тиску у вентиляторному контурі. Наявність турбінної частини двоярусного робочого колеса призводить до незначного погіршення характеристики вентиляторної частини. Ступінь підвищення тиску зменшується на 0,2...4,8%. Найбільший вплив проявляється на режимі роботи $N=11$ км. Візуалізація поля швидкості течії у вентиляторній частині турбовентиляторної приставки показала, що при роботі турбінного контуру характер обтікання в вентиляторній частині змінюється приблизно на 50% висоти лопатки. Підвищення температури сприяє інтенсифікації енергії прилежого шару навколо нижньої частини лопатки вентиляторного контуру, що позитивно впливає на зменшення нульових зон швидкості при обтіканні. Наукова новизна та практична значимість: отримані нові дані щодо впливу температурного перепаду в двоярусному робочому колесі на ступінь підвищення тиску у вентиляторній частині двоярусного робочого колеса турбовентиляторної приставки триконтурного двигуна. Отримані результати можна використовувати під час оптимізації турбовентиляторної приставки газотурбінного двигуна.

УДК 621.45.032.3

А.А. Дулепов, Є.В. Глобін, А.А. Ковтун, М.В. Хиженяк, К.В. Балалаєва

МОДЕЛЮВАННЯ ТЕЧІЙ У СТУПЕНІ КОМПРЕСОРА ROTOR 37

Предметом дослідження є залежність ступеня підвищення тиску від витрати повітря у робочому колесі ступеня осьового компресора. Об'єктом дослідження виступає осьовий компресор Rotor 37. Метою роботи є вибір моделі турбулентної в'язкості при проведенні тестової задачі в компресорі Rotor 37. Для досягнення поставленої мети були вирішені наступні задачі: створити тривимірну модель досліджуваного об'єкта; розробити сіткову модель досліджуваного об'єкта; провести моделювання течії у визначеному діапазоні витрати повітря; провести порівняння даних чисельного і фізичного експерименту; оцінити візуалізацію обтікання в ступені осьового компресора Rotor 37 для всіх досліджуваних моделей турбулентної в'язкості.

При дослідженні течії у ступені осьового компресора Rotor 37 використовувався метод чисельного експерименту. Моделювання течії проводилось шляхом вирішення системи рівнянь Нав'є-Стокса, яка замикалась моделлю турбулентної в'язкості. При дослідженні використовувалось сім моделей турбулентної в'язкості: $k-\epsilon$, $k-\epsilon$ EARSM, SST, BSL, BSL Reynolds Stress, SSG Reynolds Stress, QI Reynolds Stress. Для моделювання було побудовано розрахункову сітку з адаптацією прилежого шару. В роботі представлені результати тестової задачі моделювання течії у компресорі Rotor 37.

Результати дослідження показали, що всі моделі турбулентної в'язкості, які тестувались можуть бути використані при моделюванні течії в осьовому компресорі. Однак, найменшу похибку має розрахунок течії з моделлю турбулентної в'язкості SSG Reynolds Stress.

Аналіз візуалізації ліній току в міжлопатковому каналі компресора Rotor 37 показав, що в усіх випадках моделювання з усіма моделями турбулентної в'язкості характер обтікання схожий. Деякі відмінності спостерігаються у випадках моделювання течії з моделями турбулентності BSL Reynolds Stress та SST.

Важливим фактором, який теж треба враховувати при моделюванні – це час розрахунку. В даному випадку найменший час розрахунку спостерігався для моделювання з моделлю SST.

Наукова новизна та практична значимість полягає в тому, що отримані нові дані при тестуванні наступних моделей турбулентної в'язкості: $k-\epsilon$, $k-\epsilon$ EARSM, SST, BSL, BSL Reynolds Stress, SSG Reynolds Stress, QI Reynolds Stress. Отримані результати дозволили вибрати модель турбулентної в'язкості для подальших досліджень.

УДК 536.248.2

Є.Е. Роговий

ВПЛИВ НЕКОНДЕНСОВАНИХ ГАЗІВ НА КАВІТАЦІЙНИЙ ЗАПАС У ДВОФАЗНОМУ АМІАЧНОМУ КОНТУРІ ТЕПЛОПЕРЕНОСЕННЯ

Системи забезпечення теплового режиму для потужних стаціонарних супутників раціонально будувати на основі двофазних контурів (ДФК) теплопереносу з насосною прокачкою теплоносія. Під час тривалої експлуатації ДФК на орбіті можливе утворення неконденсованих газів (НКГ) в контурі внаслідок радіолізу та хімічних реакцій. Ці гази можуть перебувати у газовому стані або у вигляді розчину та негативно впливати на працездатність системи. Наявність НКГ в ДФК може впливати на умови теплообміну в конденсаторах і випарниках, а також сприяти ранньому початку кавітації насоса.

Немає досвіду тривалої експлуатації потужних ДФК на орбіті, і прогноз можливої кількості НКГ є приблизним. Тому актуальним є аналіз впливу НКГ на працездатність ДФК за допомогою теоретичних і експериментальних методів при різній кількості НКГ в контурі.

Експериментальне дослідження кавітації проведене на стенді ВВМ МРЛ ХАІ, який представляє собою одно контурний контур теплоперенесення з шестеренною помпою. Робочим середовищем є аміак. Тиск в контурі регулювався за допомогою гідроаккумулятора з тепловим регулюванням (ТГА). В ТГА вводився азоту в кількості від 0,025 до 0,075 моль азоту на 1 кг аміаку. Забезпечувалося розчинення газу в рідкому аміаку до рівноважного стану. Після цього за постійних витраті, температурі і тиску в ТГА повільно збільшувалась температура на вході в помпу до початку нерозвиненої, а потім розвиненої кавітації.

Кавітаційний запас ΔT_{cav} розраховувався за різницею температур в ТГА T_{HCA} та на вході в насос $T_{in.p}$.

При відсутності НКГ T_{HCA} збігалася з температурою насичення T_{sat} , розрахованою за тиском. Кавітація наступала при $\Delta T_{cav} \approx 0,3K$.

Початок кавітації залежить як від кількості розчиненого газу у рідині, так і від розходження температури в ТГА та температури насичення. Після введення НКГ спостерігалось розходження між T_{HCA} і T_{sat} . При максимальній кількості азоту, введеного до системи, концентрація розчиненого азоту на вході в насос збільшувалася до $4,5 \cdot 10^{-4}$ моль азоту/моль аміаку. В результаті кавітація починалася при $\Delta T_{cav} \approx 3K$.

Тому, якщо тиск в контурі регулюється за кавітаційним запасом, то при накопиченні НКГ необхідно коригувати програму управління, підвищувати встановлене значення для гарантованого доступного кавітаційного запасу (NPSHr).

УДК 629.78.064:621.565.952

А.М. Годунов, Г.О. Горбенко

ДОСЛІДЖЕННЯ КРИТИЧНИХ РЕЖИМІВ РОБОТИ ДВОУФАЗНОГО КОНТУРА ТЕПЛОПЕРЕНОСА ДЛЯ СИСТЕМЫ ТЕРМОРЕГУЛИРОВАНИЯ СПУТНИКА

Для космічних апаратів (КА) з енергоспоживанням понад 6 кВт найбільш перспективними є системи терморегулювання (СТР) на базі двофазних контурів теплопереносу з насосним прокачуванням теплоносія (ДФК). Вони мають низку переваг порівняно з однофазними СТР, які полягають у реалізації вищих коефіцієнтів тепловіддачі, малій витраті теплоносія,

невеликому енергоспоживанні на власні потреби, малій масі. Системи терморегулювання перспективні і в наземних установках, наприклад, для охолодження потужної електроніки.

Ключовим елементом ДФК є гідроаккумулятор із тепловим регулюванням (ТГА), який сприймає або видає рідину в контур у разі зміни режиму його роботи, а також дає змогу керувати тиском (температурою кипіння) в контурі та/або кавітаційним запасом на вході в насос. Під час переходу від однофазного до двофазного режиму роботи кількість теплоносія в контурі змінюється значно, що вимагає використання в ДФК гідроаккумулятора великого об'єму і маси. При цьому можливі два критичні режими роботи ДФК із втратою керування тиском. Мета цієї роботи полягає в експериментальному та розрахунково-теоретичному аналізі працездатності ДФК на критичних режимах і визначення мінімально необхідного об'єму ТГА.

На критичному режимі 1 (найбільше теплове навантаження, найгірші умови тепловіддачі) рідкий теплоносій перетікає з контуру в ТГА і він може бути повністю залитий рідиною. Але при цьому допускається підвищення потужності понад критичну приблизно на 20-25%. Підвищення температури кипіння теплоносія прогнозується не більше 10К.

На критичному режимі 2 (малі теплові навантаження, хороші умови тепловідведення) рідина з ТГА перетікає в контур. За достатнього заправлення контур буде повністю заповнений рідиною і працюватиме на однофазному режимі. Але за часткової втрати теплоносія (наприклад, унаслідок пробією мікрометеоритами) у ТГА відсутня достатня кількість рідини для заповнення всього об'єму контуру і переходу на однофазний режим роботи. ТГА буде осушений і заповнений парою. Для унеможливлення кавітації насоса необхідно діагностувати кавітаційний запас і гарантувати мінімально необхідне теплопідведення з використанням бустерного нагрівача (приблизно 15-20% від максимальної потужності).

Обидва критичні режими пов'язані з недостатнім об'ємом ТГА або з малою заправкою теплоносія. Надано рекомендації щодо розрахунку мінімально необхідного об'єму ТГА і розширення діапазону працездатності ДФК, включно з роботою на критичних режимах.

УДК 629.7.036.3

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

ОСОБЛИВОСТІ ТЕПЛООБМІНУ ПРИ ОХОЛОДЖЕННІ МАСТИЛА В АВІАЦІЙНОМУ ГАЗОТУРБІННОМУ ДВИГУНІ

Розвиток сучасних газотурбінних двигунів (ГТД) нерозривно пов'язаний зі збільшенням ступеня підвищення тиску та температури газу на вході в турбіну при одночасному зменшенні габаритів та маси двигуна. Надійна робота ГТД багато в чому визначається досконалістю масляної системи. У циркуляційних системах масло рухається замкнутим контуром та багаторазово використовується для змащення та охолодження вузлів двигуна. Для забезпечення нормального змащення та охолодження виникає необхідність у високій кратності циркуляції мастила через двигун. Підготовка мастила до чергового циклу змащення зводиться до його охолодження, очищення від механічних домішок, що утворилися під час роботи в двигуні, та відділення повітря.

Для створення економічних двигунів необхідно прагнути звести до мінімуму витрати потужності на прокачування масла до вузлів тертя. У зв'язку з цим особливо гостро стоїть завдання забезпечення належного теплового стану мастила, так як при перевищенні максимально допустимої температури може відбуватися втрата змащувальної здатності мастила через випаровування легких фракцій і коксування. Її рішення вимагає чіткого розуміння теплогідрравлічних процесів, що відбуваються при охолодженні мастила в радіаторі. При цьому необхідно враховувати, що через особливості робочого процесу в маслосистемі авіаційного ГТД рухається не однофазна рідина – масло, а суміш його з повітрям, причому частина повітря розчинена в маслі, що впливає на протікання теплогідрравлічних процесів.

Як правило, для охолодження мастила у ГТД застосовуються теплообмінні апарати рекуперативного типу, в яких теплота від мастила до охолоджуючого середовища передається

через стінку, що розділяє їх. Як охолоджувальне середовище можуть використовуватися повітря – повітряно-масляні радіатори, або паливо з паливної системи двигуна – паливо-масляні радіатори. При цьому вибір середовища, що охолоджує, впливає на конфігурацію і розміри теплообмінної поверхні. У повітряно-масляних радіаторах для інтенсифікації теплообміну застосовується ребра з боку повітря, що пов'язано зі значно нижчим значенням коефіцієнта тепловіддачі повітря в порівнянні з маслом. У паливо-масляних радіаторах коефіцієнти тепловіддачі масла і палива близькі, та термічний опір з боку охолоджуючого середовища не має значного впливу на вибір конфігурації теплообмінної поверхні. Однак, незалежно від вибору охолоджуючого середовища наявність двофазної суміші (масло-повітря), а не масла, як часто передбачається при проектуванні радіаторів, впливає на протікання теплогідравлічних процесів при охолодженні мастила. У деяких випадках може виникати критичний режим течії у каналі радіатора і, як наслідок, зниження теплопередаючої здатності радіатора. Це пов'язано з тим, що рівноважна швидкість звуку для двофазної суміші значно нижча, ніж для однофазної рідини і залежить від структури двофазного потоку. Крім цього, наявність повітря в маслі знижує коефіцієнт тепловіддачі, що також негативно впливає на теплопередавальну здатність радіатора. У зв'язку з цим для забезпечення надійного функціонування маслосистеми необхідно враховувати особливості двофазного потоку на етапі проектування системи та маслорадіатора, зокрема.

Використовуючи теорію механіки багатофазних середовищ у роботі розглядаються особливості перебігу двофазного потоку в маслосистемі. На підставі аналізу існуючих підходів до проектування маслорадіатора ГТД показані напрями подальшого дослідження з їх уточнення з урахуванням особливостей перебігу двофазного потоку.

УДК 629.7.036.3

І.І. Петухов, О.Ю. Лисиця, М.С. Гуманов

ДО ПИТАННЯ УТВОРЕННЯ КОНДЕНСОВАНОЇ ФАЗИ ПРИ НАГРІВАННІ КРІОГЕННИХ РІДИН У РЕКУПЕРАТОРАХ

Процес перенесення теплоти при контакті парогазової суміші (вологе повітря, продукти згоряння, тощо) з холодними поверхнями рекуперативних теплообмінників може супроводжуватися випаданням на них конденсованої фази. Інтенсивність, склад та агрегатний стан конденсованої фази в цьому процесі залежать від багатьох факторів. У разі нагрівання рідкого водню чи, тим більше, гелію їх кількість і можливий діапазон зміни максимальні. Наявність інію, льоду чи рідкої плівки на поверхні рекуператора може суттєво впливати на режим його роботи. При цьому збільшується шорсткість та термічний опір стінки, зменшується живий переріз для потоку парогазової суміші. В окремих випадках кристали твердої фази можуть пошкодити елементи конструкції. На сьогодні питання утворення конденсованої фази та обледеніння поверхонь при нагріванні кріогенних рідин вивчені недостатньо і потребують подальшого дослідження, у тому числі в напрямку удосконалення моделі.

В даній роботі модель процесу передбачає, що на зовнішній стінці рекуператора знаходиться багатокомпонентний шар твердої фази в зоні температур нижче температури плавлення будь якого з дифузних компонентів і рідка плівка при більш високій температурі. Структура та склад шару твердої фази визначається інтенсивністю процесів переносу компонентів суміші до поверхні фазового переходу та температурою на цій поверхні. З ростом товщини шару підвищується і температура поверхні. Тому процес десублімації відповідного компонента завершується, коли вона зростає до температури його плавлення. Далі продовжують кристалізуватися компоненти з більш високою температурою потрійної точки та формується рідка плівка.

Товщина плівки визначається адгезійними властивостями середовищ та в'язкістю рідини, а також силами тяжіння та зсуву на межі розділу з потоком газової суміші. Температура

на цій межі визначається з рівняння теплового балансу, яке базується на тому, що алгебраїчна сума теплопритоків до міжфазної поверхні дорівнює теплоті, яка витрачається на фазовий перехід. Відведена теплота визначається термічним опором шару твердої фази та стінки при граничних умовах 3-го роду на її внутрішній стороні. При цьому розглядається вплив пористості на термічний опір шару багатокомпонентної твердої фази.

Теплота до міжфазної поверхні переноситься випромінюванням, конвекцією та за рахунок теплоти фазового переходу потоку маси компонентів, що дифундують. Основними з них є вода, азот, кисень та (у разі вуглеводневих палив) вуглецевий газ. При розрахунку коефіцієнта масовіддачі з урахуванням аналогії процесів тепло- і масопереносу використовуються критеріальні рівняння, подібні до конвективного теплообміну, але розраховуються дифузійні числа Нуссельта (числа Шервуда) і дифузійні числа Прандтля (числа Шмідта).

Для нестационарного процесу зростання товщини шару твердої фази температура міжфазної поверхні змінюється. При виходу на стаціонарний режим вона дорівнює температурі танення водяного льоду. Тепловий потік з боку суміші визначається цілком однозначно, включаючи дифузійну складову. Далі за відомої температури кріорідини розраховується загальний термічний опір і потім – максимальна товщина льоду на стінці.

Розроблена модель утворення конденсованої фази та її кристалізації на холодних стінках рекуператорів при нагріванні кріогенних рідин дозволяє врахувати усі значущі фактори процесу, визначити коефіцієнти теплопередачі в умовах обмерзання поверхонь теплообміну, тривалість перехідних процесів в теплообмінниках та максимальну товщину шару льоду при заданих параметрах гріючого та кріогенного потоків.

УДК 629.7.036.3

І.І Петухов, А.В. Ковальов

ОСОБЛИВОСТІ МОДЕЛЮВАННЯ ПРИСТІННОЇ МАСЛЯНОЇ ПЛІВКИ В КАМЕРІ ПІДШИПНИКА ГТД

Достовірний опис робочого процесу в камері підшипника (КП) є необхідною умовою при проектуванні підшипникового вузла ГТД. Вирішення цієї задачі ускладнюється складною геометрією КП та наявністю повітряно-масляного потоку, що обертається. Структура потоку змінюється від повітряно-крапельної у ядрі до практично рідинної у пристінній масляній плівці. Гомогенна модель VOF у складі ANSYS FLUENT не враховує відмінності властивостей фаз і тому не може описувати їхню сепарацію у такому потоку. В разі використання гетерогенної моделі Eulerian при тривимірному CFD-моделюванні доводиться застосовувати суттєві спрощення для зменшення розрахункового часу, а також стає необхідним використовувати модель EWF для масляної плівки. Але навіть у такому випадку необхідні значні обчислювальні ресурси, а самі результати потребують, як мінімум, вибіркового експериментального підтвердження.

Коефіцієнт тепловіддачі до внутрішньої стінки камери є найбільш затребуваною характеристикою зазначеного процесу. Основний механізм перенесення теплоти з ядра в пристінну область пов'язаний з радіальним потоком крапель, а термічний опір пристінної масляної плівки визначальним чином впливає на величину внутрішнього коефіцієнта тепловіддачі. Тому мета роботи полягає в удосконаленні математичної моделі течії пристінної масляної плівки в камері підшипника ГТД.

Параметри масляної плівки визначаються комплексною дією стінки КП, прилеглого потоку повітря та крапель, які випадають на плівку. Однією з основних проблем при моделюванні масляної пристінної плівки є визначення режиму її течії та відповідних критеріальних рівнянь. Більшість з них засновані на поздовжній координаті пластини і не можуть бути застосовані в даному випадку, тому що вони не враховують особливості геометрії камери

підшипника. Єдино придатним є використання товщини плівки як визначального параметру. Обґрунтовано можливість перенесення течії плівки в розряд такої, яка відбувається в плоскій трубі з великою шириною, по відношенню до висоти. Це дозволяє не тільки врахувати геометричні особливості камери підшипника, але і використовувати також відповідні числа Рейнольдса та рівняння подібності для еквівалентної течії. Перевагою такого підходу є те, що течії у трубах досліджені більш детально і у широкому діапазоні критеріїв подібності.

У сукупності з використанням двошарової моделі для прикордонної області та концепції аналогії процесів переносу це дозволило сформувати цілісну математична модель плівки, яка може використовуватися при вирішенні двовимірних задач опису робочого процесу у камері підшипника газотурбінного двигуна. Вона враховує всі складові, що визначають формування, рух та теплообмін пристінкової масляної плівки і не містить обмежень на вигляд поперечного профілю параметрів, які є, наприклад, для моделі EWF масляної плівки у складі ANSYS FLUENT. Профілі швидкості та температури визначаються теплофізичними властивостями мастила та гідродинамічним режимом плівки, при ідентифікації якого використовується узагальнена умова початку прояву турбулентності при безвідривній течії.

Одержані результати у поєднанні з моделлю повітряно-крапельного потоку у ядрі дають цілісну двовимірну модель газорідного потоку в камері підшипника ГТД, яка дозволяє врахувати основні геометричні та всі режимні параметри при визначенні коефіцієнту тепловіддачі до внутрішньої стінки камери. У певному сенсі ця модель є компромісом між тривимірною гетерогенною моделлю Eulerian, що вимагає значних обчислювальних ресурсів, та критеріальними співвідношеннями, що лише формально узагальнюють конкретні експериментальні дані з теплопередачі.

УДК 621.45.026

Д.А. Долматов, А.В. Кукурудза, С.М. Нижник

МАТЕМАТИЧНЕ МОДЕЛЮВАННЯ НЕЗБАЛАНСОВАНОЇ ХІМІЧНОЇ КІНЕТИКИ ТА ЙОГО ОСОБЛИВОСТІ

Процеси горіння з розвинутою хімічною кінетикою та високим градієнтом концентрацій характеризуються великим числом процесів, що протікають одночасно та мають великий вплив на параметри полум'я. Мікрорівень фізико-хімічних процесів вимагає детального моделювання задля можливості безпосереднього впливу на стабільність горіння, контроль генерації шкідливих викидів та ефективність згоряння палива. Альтернативні види палива останнім часом стають все більш значущими у різноманітних теплових машинах. Всі вищезгадані фактори тісно пов'язані з незбалансованими процесами зони первинного горіння, що загалом визначають швидкісні механізми реакцій та кінцеві характеристики полум'я.

Безпосереднє спостереження цільових процесів за допомогою фізичних вимірів суттєво ускладнене через, по-перше, велику швидкість та нестационарну природу горіння, по-друге – малий розмір типових прошарків принципів зон. Таким чином, роль математичного моделювання високо деталізованих хімічних реакцій відіграє вирішальну роль в успішному проектуванні нових камер згоряння та інших приладів, що використовують горіння в якості джерела енергії, а також в удосконаленні існуючих.

Робота присвячена особливостям моделювання фізико-хімічних процесів мікрорівня зони первинного горіння бідного полум'я. В роботі розглянуті та частково вирішені наступні проблеми:

1) Аналіз необхідних та достатніх критеріїв, за умови дотримання яких можливий перехід від нестационарного моделювання фізико-хімічних процесів мікрорівня до псевдо-стационарних газодинамічних процесів макрорівня.

2) Вплив нерівноважної хімічної кінетики на особливості практичного моделювання хімічних перетворень та адаптації існуючих механізмів реакцій до обчислювальних схем.

3) Особливості хімічної кінетики горіння спиртів з низьким карбоновим числом (C_3H_7OH та C_4H_9OH) за умови часткового попереднього змішування.

4) Дослідження ролі вільних радикалів, у тому числі – OH , CH_2O , HO_2 , O , H тощо, у формуванні нестационарних процесів мікрорівня.

5) Поведінка швидко-визначальних механізмів при варіюванні початкового складу суміші та ефективної температури зони первинного горіння.

6) Можливість достовірного моделювання визначальних процесів при багатокомпонентному горінні при невизначеності ступеня нестационарності у зоні великої кількості реакцій, що протікають одночасно.

7) Аномальний зсув розподілу активних проміжних реагентів за ступенем збудження.

8) Вплив типового шагу кінцево-різницевої схеми на швидкість процесу встановлення рішення та можливу точність результатів, що були отримані в процесі числового моделювання.

Виконана робота є важливим підґрунтям для подальшого вдосконалення методів математичного моделювання горіння та аналізу хімічної кінетики розгалужених процесів з високим ступенем нестационарності.

УДК 621.45.026

Д.А. Долматов, С.В. Єніфанов, О.В. Кононихін, Є.О. Кононихін

ДЕТОНАЦІЙНА ФОРСАЖНА КАМЕРА ЗГОРЯННЯ ДЛЯ МАЛОРОЗМІРНОГО ДВИГУНА БПЛА

Забезпечення швидкого та сталого форсажного режиму для малорозмірних БПЛА є актуальною задачею у рамках сучасних вимог до некерованих літальних апаратів різноманітного призначення. Можливість значного підвищення швидкості на період 10 – 45 секунд суттєво збільшує конкурентоспроможність БПЛА як у рамках виконання демонстративних польотів, так і в експлуатаційних умовах.

Масштабні ефекти, пов'язані з розміром ГТД типового невеликого БПЛА, значною мірою ускладнюють використання традиційних ізобарних форсажних камер згоряння. В той же час детонаційні камери згоряння недостатньо детально досліджені з точки зору теорії робочих процесів та методики проектування. Таким чином, адаптація загальних математичних моделей детонаційних процесів до практичних задач забезпечення пульсуючої детонації з заданими параметрами є важливим завданням теорії горіння та вибуху.

Робота присвячена загальним засадам організації пульсуючої детонації низької потужності в форсажній камері малорозмірного ГТД. Під час постановки задачі і аналізу математичних моделей розглянуто наступні питання:

1) Дослідження можливості реалізації детонаційного горіння в профільованих каналах форсажної камери з урахуванням хімічного складу потоку газу за турбіною.

2) Порівняльний аналіз рідких та газоподібних палив з точки зору забезпечення ефективного та надійного горіння.

3) Розробка критеріїв використання детонаційного горіння для форсажних камер ГТД БПЛА в залежності від ключових факторів польотної експлуатації.

На підставах досягнутих у роботі результатів планується подальше вивчення процесів у малорозмірній детонаційній форсажній камері методами поглиблених числових експериментів та підготовка методики проектування.

КОНСТРУКЦІЯ ТА МІЦНІСТЬ

УДК 621.452.3

С.С. Кригін, Ю.О. Гусєв, Ю.І. Торба

ВИМІР СТАТИЧНИХ І ТЕРМІЧНИХ НАПРУЖЕНЬ ДЕТАЛЕЙ ПРИ ТЕМПЕРАТУРАХ ДО 700 °С ТЕНЗОМЕТРОМ (ПРЯМОКУТНА РОЗЕТКА)

Однією зі складних завдань, що розв'язується в тензометрії є визначення статичних і термічних напружень в деталях, що працюють при температурах вище 250-300 °С. Для прикладу можна навести елементи камер згоряння та корпусів турбін газотурбінних двигунів, які працюють в умовах дії значних статичних та термічних напружень, що впливають на надійність роботи двигуна загалом. Температура застосування існуючих тензометрів з чутливими елементами (ЧЕ) з константану не перевищує 250 - 300 °С, а ЧЕ зі сплаву платини з 9% вольфраму не відрізняються стабільністю результатів вимірювання.

Використання багатокомпонентних сплавів, виготовленню активного та компенсаційного чутливих елементів з різних сплавів, які теоретично повинні компенсувати недоліки один одного. На практиці, у достатній мірі, цього можна досягти тільки у вузькому діапазоні температур.

У доповіді розглядається застосування тензометра - прямокутна розетка для вимірювання статичної напруги в елементах конструкцій, що працюють при температурах 700 °С.

Найважливішим моментом у методиці вимірювання статичних напружень аналізованим тензометром є знання його температурної характеристики опору, яка показує характер зміни електроопору його ЧЕ при нагріванні деталі із закріпленням тензометром. Ця характеристика дозволяє оцінити величину уявної деформації, яку сприймає тензометр без силового навантаження досліджуваної деталі. Отримана температурна характеристика дозволяє вводити поправку в результати вимірювання істинної деформації при силовому впливі на деталь.

У доповіді наведено результати дослідження температурної характеристики опору тензометрів, закріплених на різних за конструкцією деталях, виготовлених із різних матеріалів.

Наведено величину уявної деформації, що сприймається тензометром при різній величині температурного впливу.

Представлено вимірювальну апаратуру, що дозволяє оцінити незначну зміну електроопору, а також параметри тензометра з ЧЕ з ніхромом (Х20Н80).

УДК 539.319+534.1:62-253.5

О.Л. Деркач, М.Г. Шульженко, А.С. Ольховський

АНАЛІЗ ВПЛИВУ РОЗЛАДУ ЧАСТОТИ КОЛИВАНЬ ЛОПАТКОВИХ ВІНЦІВ НА ВІБРОНАПРУЖЕНІСТЬ РОБОЧИХ КОЛІС ТУРБОМАШИН

Лопаткові вінці робочих коліс турбомашин, які проектується як регулярна циклічно-симетрична система, внаслідок різноманітних конструктивно-технологічних та експлуатаційних чинників, мають неминучі відхилення геометрії лопаток або розкид умов спряження бандажного з'єднання. Так, проведений статистичний аналіз основної частоти частот коливань комплекту лопаток робочих коліс компресора деяких газотурбінних двигунів показав, що коефіцієнт варіації складає 1,66%. Крім того, під час експлуатації турбомашин з'являються пошкодження лопаток. Це особливо стосується лопаток останніх ступенів потужних парових

турбін. Так, парове середовище в циліндрах низького тиску має підвищену вологість, що суттєво впливає на появу ерозійного пошкодження лопаток. Одним із можливих варіантів подовження їхньої безпечної експлуатації є відновлювальний ремонт. Однак у такому разі відремонтовані лопатки відрізняються за власними частотами. Зазначене обумовлює порушення поворотної симетрії системи лопатки-диск. Це є причиною таких явищ, як розщеплення парних власних форм коливань і спотворення їх синусоїдальності, а також локалізації максимальних амплітуд коливань лопаток вінця при дії гармонічних змушувальних сил. Тому актуальність роботи зумовлена необхідністю оцінки впливу конструктивних та експлуатаційних чинників на вібраційну надійність облопачених дисків та подовження безаварійної експлуатації лопаток після їх відновлювального ремонту.

Метою роботи є встановлення закономірностей впливу порушення циклічної симетрії системи лопатки-диск останньої ступені потужної парової турбіни та першої ступені компресора низького тиску авіаційного газотурбінного двигуна (АГТД) на напружений стан лопаток. Дослідження проводились з використанням розроблених скінченноелементних моделей вінця компресора АГТД зі з'єднанням «ластівчин хвіст» консольних лопаток з диском та парової турбіни потужністю 1000 МВт з кільцевим бандажуванням для випадку розладу частоти коливань однієї лопатки, як найбільше несприятливого варіанту для вібронпруженості в системі диск-лопатки з порушеною поворотною симетрією.

З використанням розроблених тривимірних скінченноелементних моделей робочих коліс компресора АГТД із різною шириною ободу дисків отримано амплітудно-частотні характеристики коливань лопаток та колові розподіли напружень у характерних точках міжпазових виступів дисків. Показано, що вібронпруженість лопаток залежить від величини пружної їх зв'язаності з диском, що визначається його жорсткістю. Встановлено зони підвищених напружень у лопатковому вінці та визначено вплив на їх величину ширини міжпазових виступів.

Оцінка зміни напруженості окремих лопаток довжиною 1,2 м останньої ступені парової турбіни при відновлювальному ремонті однієї з них проведена за еквівалентними напруженнями при дії умовних розподілених навантажень від паропотоку. Показано, що вібраційна напруженість окремих лопаток вінця з розладом частот збільшується, порівняно із системою з усіма однаково обробленими лопатками. Крім того, максимальні вібраційні напруження в деяких лопатках навіть менші, ніж у системі із лопатками без пошкоджень.

Результати проведених розрахунково-експериментальних досліджень можуть бути використані для зниження ризиків виникнення небезпечних рівнів вібронпруженості робочих лопаток, а також для аналізу впливу на ресурс безпечної експлуатації при порушенні циклічної симетрії лопаткових вінців робочих коліс турбомашин.

УДК 534.1, 539.4

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

ОЦІНКА ЗАЛЕЖНОСТІ ВЛАСНИХ ЧАСТОТ КОЛИВАНЬ ЛОПАТОК ТУРБІН ГТД ВІД АНІЗОТРОПІЇ ПРУЖНИХ ВЛАСТИВОСТЕЙ МОНОКРИСТАЛУ

Предметом вивчення представленого матеріалу є одна з ключових задач, що постає при розробці та в період експлуатації авіаційних газотурбінних двигунів, а саме забезпечення міцності їх деталей. Лопатка турбіни є однією за найбільш високонавантажених деталей авіаційного двигуна. Саме тому, на етапі проектування цих лопаток необхідно вміти виявляти і уникати можливих резонансних режимів, які проявляються при польотному циклі авіаційного газотурбінного двигуна. Такі резонансні коливання лопаток газових турбін можуть виникати за рахунок змінних у часі газодинамічних сил від дії потоку газу та мають періодичний характер, оскільки визначаються частотою обертання ротора.

З метою регулювання частотних характеристик лопаток для запобігання небезпечних резонансних форм коливань, які виникають під дією різноманітних гармонік збуджуючої сили при змінних режимах роботи авіаційного двигуна, необхідно проводити комплекс різноманітних технологічних або конструкційних змін. На сучасному етапі лопатки турбін авіаційних двигунів виготовляються методом монокристалічного лиття. Як відомо, монокристали володіють анізотропними властивостями, а саме проявляють себе як матеріали із характеристиками кубічної симетрії. Дуже актуальним завданням є дослідження впливу анізотропії пружних характеристик монокристалічних лопаток на їх власні частоти та форми коливань.

У цьому дослідженні авторами було розроблено методику визначення пружних характеристик монокристала, а саме модулю пружності Юнга, коефіцієнту Пуассона та модулю чистого зсуву, яка базується на наявних експериментальних даних для типових жароміцних сплавів. За допомогою скінчено-елементного аналізу на прикладі типової моделі охолоджуваної лопатки газової турбіни проведено її модальний аналіз та побудовано її діаграму резонансу. Також досліджено тенденцію зміни власних частот та форм коливань лопатки при зміні пружних сталих монокристалу внаслідок повороту кристалографічної системи напрямків. Тривимірна модель лопатки побудована з використанням потужностей графічного комплексу NX, всі розрахунки проведено у обчислювальному комплексі Maple, а для скінчено-елементного аналізу використовувалися можливості програмного комплексу ANSYS.

УДК 629.7.01:519.872

*С.В. Філіпковський, В.С. Чигрін, О.О. Соболев,
Є.Т. Василевський, М.С. Топал, Л.О. Філіпковська
(S.V. Filipkovskij, V.S. Chigrin, O.O. Soboliev,
Ye.T. Vasilevskij, M.S. Topal, L.O. Filipkovska)*

СТІЙКІСТЬ АВТОРОТАЦІЇ ТУРБОВЕНТИЛЯТОРНОГО ДВИГУНА З ВІДІРВАНЮ ЛОПАТКОЮ ВЕНТИЛЯТОРА (STABILITY OF AUTO-ROTATION OF A TURBOFAN ENGINE WITH A BREAKED FAN BLADE)

One of the requirements for the aircraft being designed is the ability to continue flying and landing if one of the engines fails. One of the calculated cases of engine failure is the separation of the fan blade. This phenomenon causes large vibrations, both of the engine itself and of the aircraft structure.

Calculation model and method for studying engine oscillations with damage in the form of blade separation have been developed. Numerical studies of oscillations of the engine suspended on a pylon were carried out. The operation of an engine with an unbalance of the fan after switching off during the transition to autorotation is considered. Numerical simulation was performed using the ANSYS Workbench package.

The front supports of the rotors are ball bearings installed in the elastic elements of the "squirrel cage". Ball bearing are modeled as a rigid hinge. There are two thin-walled shells, which are intermediate power elements outside the elastic element. With an increase in the imbalance of the fan rotor, the gap in the oil damper closes, the damper housing sits on the shells, switching on their rigidity to work. Thus, the support stiffness characteristic is bilinear. The stiffness coefficients of the elastic element "squirrel cage" and the shells of the front support are determined by numerical simulation.

The fan rotor is modeled as a rigid body on bearings. The motor stator is modeled by a rigid body on an elastic suspension. The pylon and elements of the elastic suspension of the engine are modeled by beams of variable section, working simultaneously in tension, torsion and bending.

A numerical analysis of the transient oscillations of the D-436-148FM engine mounted on the pylon of the AN-178 aircraft was performed. The amplitude-frequency response of oscillations is obtained in the frequency range below the fan speed in cruising mode. The stability of engine oscillations at a resonant frequency close to the autorotation frequency has been studied.

The results of numerical simulation are presented in the form of diagrams. Orbits of the centers of gravity of the fan rotor and the motor casing in the resonant mode are constructed. Poincaré mappings of oscillations of the same points of the structure are also constructed.

УДК 621.45.026

Є.В. Марценюк, С.В. Єніфанов, С.Ю. Свєженцев

ДОСЛІДЖЕННЯ ВПЛИВУ ГРАНИЧНИХ УМОВ ТЕПЛООБМІНУ В МАСЛЯНИХ ПОРОЖНИНАХ НА ТЕРМОНАПРУЖЕНИЙ СТАН У КРИТИЧНИХ ЗОНАХ ДИСКІВ

Створення сучасного конкурентоспроможного двигуна потребує забезпечення ресурсу на всіх етапах життєвого циклу. Однією зі складових цього забезпечення є система управління ресурсами в експлуатації (Life-Time Management). Найважливішим елементом цієї системи є експлуатаційний моніторинг міцнісного ресурсу контрольованих деталей двигуна.

Для розв'язання задачі моніторингу ресурсу О. В. Олійником і Д. Ф. Симбірським розроблено методичні підходи, основані на використанні системи математичних моделей, за допомогою яких реалізується наступна послідовність перетворень: на основі обмеженого складу параметрів, що вимірюються в експлуатації й ресструються в польоті, визначаються механічні, газодинамічні, інерційні й інші навантаження на контрольовані деталі, а також значення невимірюваних параметрів, які визначають граничні умови теплообміну деталей; із використанням зазначених граничних умов розраховуються значення температур і термічні напруження в критичних точках деталей; на основі відомих навантажень і термічних напружень розраховуються сумарні (еквівалентні) напруження в критичних зонах деталей; по відомій зміні температур і напружень у критичних точках деталей виділяються характерні для цього польоту ділянки тривалого статичного та циклічного навантаження; використовуючи виділені ділянки, розраховуються пошкодження в умовах тривалого статичного й циклічного навантаження; на підставі підсумовування пошкоджень визначається вироблення ресурсу ув поточному польоті та значення залишкового ресурсу.

У цій роботі розглянуто завдання визначення температур і температурних напружень у критичних зонах, тобто в локальних областях деталей, у яких внаслідок дії підвищених температур і напружень (як правило, зумовлених наявністю концентраторів) відбувається найбільш інтенсивне вироблення ресурсу.

Тепловий стан деталі на встановлених і перехідних режимах визначається умовами її нагрівання та охолодження. Дослідження в цій галузі показали можливість досить точного опису граничних умов теплообміну, необхідних для визначення температури в критичних зонах, значеннями цих умов на базовому режимі, а також чотирма коефіцієнтами, що характеризують відношення температур охолоджуючого середовища та середовища, що нагріває, а також коефіцієнтів тепловіддачі на поверхнях, що нагріваються і охолоджуються, до відповідних значень температур і коефіцієнтів на режимі роботи двигуна, прийнятому як базовий. Використання умов подібності дозволяє пов'язати зазначені коефіцієнти з параметрами робочого процесу двигуна та отримати прості, але досить точні моделі моніторингу температурного стану деталей.

Однак у ході практичних робіт з формування алгоритмів моніторингу ресурсу авторами було виявлено, що в ряді випадків ця методика не дає достатньо точних результатів. Встановлено можливу причину цього явища – вплив умов теплообміну в масляних порожнинах, які не

можна жорстко пов'язати з параметрами робочого процесу двигуна. Дослідженню цієї причини присвячено цю роботу.

В якості об'єкта дослідження обрано диски турбіни та компресора, як характерні деталі, які завжди присутні в складі основних деталей двигуна, а також мають ділянки контакту з масляними порожнинами.

Досліджено диски турбін високого тиску й турбін низького тиску чотирьох різних типів двигунів, а також диски компресора. Виділено характерні точки цих дисків, які можуть бути критичними, й для них за традиційною методикою складено моніторингові моделі температурного й напруженого стану, пов'язані з параметрами робочого процесу. Результати розрахунку температур і напружень, отримані при різних значеннях коефіцієнтів температури й інтенсивності тепловіддачі, порівнювалися зі значеннями температур і напружень, отриманих з використанням скінченно-елементних моделей.

Отримані результати дозволяють зробити такі висновки: 1) Для дисків компресора умови в масляних порожнинах практично не впливають на термонапружений стан у критичних точках (це пов'язано з низьким загальним рівнем температури та розташуванням вказаних точок на великих радіусах внаслідок основного впливу відцентрових сил). 2) Для складових дисків турбіни, опорна частина яких виконана як окрема деталь, що має невелику площу контакту з полотном диска, вплив теплообміну в масляних порожнинах також незначний. 3) Для суцільних дисків турбіни, що мають значну площу контакту з масляною порожниною, умови теплообміну в ній мають значний вплив на термонапружений стан (а, отже, й на ресурс), яким нехтувати не можна. 4) Для таких дисків необхідно вдосконалити моніторингові моделі температур і температурних напружень, що потребує проведення спеціальних досліджень.

УДК 658.52.652.58.634.67:84

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

ДОСЛІДЖЕННЯ ЕФЕКТИВНОСТІ ЕЛЕКТРОХІМІЧНОГО ПОЛІРУВАННЯ ЗРАЗКІВ З АЖУРНОЮ КОНСТРУКЦІЄЮ ЗІ СТАЛІ AISI 316L, ВИГОТОВЛЕНИХ ЗА ТЕХНОЛОГІЄЮ SLM

В останні роки фактичне виробництво металевих виробів безпосередньо за електронними даними відповідно до тривимірної моделі на основі пошарового виготовлення перетворилося з швидкого прототипування на адитивне виробництво. Оскільки якість адитивно виготовлених металевих виробів продовжує зростати, а процеси їх виготовлення удосконалюються і розвиваються, попит на адитивне виробництво зростає. Технологія адитивного виробництва, також відома як 3D-друк, останнім часом стає все більш популярною. З використанням адитивного виробництва практично будь-яка складна геометрія може бути виготовлена з високим ступенем точності. Після виготовлення деталей за технологією SLM з металевого порошку застосовують пост-обробку, зокрема електрохімічне полірування, основне призначення якого зменшення шорсткості поверхні, підвищення блиску елементів поверхні, видалення металевого порошку, який частково вплавився на зовнішній поверхні виробу в місці контакту розплавленого металу границі деталі та порошку, який знаходиться поруч з розплавом. Особливо це важливо для похилих поверхонь, внутрішніх каналів та комірчастих структур з розвинутою зовнішньою поверхнею.

Для проведення досліджень були виготовлені зразки за технологією SLM з порошку сталі аустенітного класу AISI 316L. Зразки мають фігуру куб з основою 10 мм, висотою 10 мм та товщиною 10 мм, ширина комірки 4 мм та 2 мм. Основне тіло обидвох зразків друкувалось за однаковими режимами при потужності лазера 220 Вт, швидкості сканування 1000 мм/с та відстанню між проходами лазера 0,14 мм. Друк зразків проводився на 3D принтері Alfa-280 виробництва компанії ТОВ «АЛІТ Україна». Електрополірування проводилось у розчині ортофосфорної кислоти (H_3PO_4) з гліцерином ($C_3H_8O_3$) шляхом занурення дослідних зразків в електролітичний розчин при напруженні 17 В та щільності струму 3 А/см². Контроль ваги та геометричних параметрів проводився за допомогою аналітичних ваг АДВ - 2000 та мікрометру МКЦ-25. Електрополірування дослідних зразків відбувалось за чотирма етапами: 1) візуально – оптичний огляд з фіксацією, контроль ваги перед початком процесу; 2) електрополірування протягом 3 хв., візуально – оптичний огляд з фотофіксацією; контроль ваги після 3 хв. процесу полірування; 3) електрополірування тих самих зразків протягом ще 3 хв., візуально – оптичний огляд з фотофіксацією, контроль ваги після 6 хв. полірування; 4) електрополірування тих самих зразків протягом ще 3 хв., візуально – оптичний огляд з фотофіксацією; контроль ваги після 9 хв. процесу електрополірування. На кожному етапі фіксувалась реальна вольт-амперна крива за допомогою осцилографа. В результаті контролю ваги перед випробуванням та після встановлено, що зразки втратили приблизно однакову вагу в діапазоні 6,9...7,1% відносно початкової. На підставі аналізу отриманих результатів встановлено, що при щільності струму 3А/см² та за напруги 17В реалізується ефективне активне рівномірне полірування поверхні зразків з комірчастою структурою типу скеффорд з змінним розміром комірок від 4 до 2 мм.

ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ АДГЕЗІЙНОЇ МІЦНОСТІ ПОКРИТТІВ НА ОСНОВІ НІКЕЛЮ, ОТРИМАНИХ ХОЛОДНИМ ГАЗОДИНАМІЧНИМ НАПИЛЮВАННЯМ

Метою холодного газодинамічного напилювання (ХГН) покриттів, як й будь-яких інших методів газотермічного напилювання, є забезпечення їх властивостей, які найкращим чином відповідають саме тому середовищу та умовам роботи, в якому виріб експлуатується. Це і фізичні властивості, пов'язані з мікроструктурою покриттів, термічним розширенням, теплопровідністю, і фізико-механічні властивості, наприклад адгезія, міцність, твердість, а також механічні властивості, такі як знос, руйнування поверхні тощо. Адгезійна міцність є одним з головних критеріїв, які висуваються до покриттів. Саме цей параметр в більшості випадків використовується в якості параметру оптимізації режимів напилювання.

Зазвичай, в технологічних інструкціях з напилювання покриттів, зокрема методом ХГН, прописані певні граничні значення адгезії, нижче яких отримані фактичні результати є приводом зробити висновок про низьку якість покриттів та неможливість експлуатації виробу з таким покриттям. Стосовно холодного напилювання покриттів, що використовуються на АТ «Мотор Січ», то мінімальні значення адгезійної міцності покриттів в загальному випадку становлять 15 МПа.

Основними факторами, які впливають на адгезію при ХГН, є: температура і тиск газу на вході в сопло, дистанція напилювання, матеріали підкладки та порошку, форма та розмір частинок порошку, його витрата в процесі напилювання, швидкість сканування. Погана адгезія може бути наслідком неправильної підготовки поверхні перед напилюванням, вибором режимів напилювання тощо.

В роботі виконано дослідження адгезійної міцності покриттів на основі нікелю, отриманих ХГН. Покриття напилено з метал-матричної композиційної суміші Ni+Zn+Al₂O₃. В якості матеріалу підкладки було використано титановий сплав ВТ3-1. Представлено залежності адгезійної міцності від температури газу на вході в сопло. Вибір температури як незалежного фактору обумовлено проведеними авторами попередніх досліджень з впливу параметрів напилювання на якість покриттів та результатів літературного аналізу. Керування температурою в процесі напилювання відбувається шляхом вибору певного температурного режиму на панелі керування установкою ДИМЕТ-405, яка була використана для нанесення покриттів.

Відповідно до ДСТУ 2639-94 були підготовлені зразки для напилювання, отримані покриття, та проведено дослідження з визначення адгезійної міцності. За результатами експериментальних досліджень отримано наступні результати: на температурному режимі №3 міцність зчеплення склала в середньому 9,53 МПа, на режимі №4 – 25,77 МПа, на режимі №5 – 28,69 МПа при незмінних інших параметрах напилювання. Зроблено висновок щодо можливості напилювання покриттів з порошкової суміші Ni+Zn+Al₂O₃ на деталі з титанових сплавів на режимах №4 і №5 установки ДИМЕТ-405, значення адгезії яких задовольняють вимогу мінімально необхідних значень адгезійної міцності покриттів. Отримані результати можуть бути використанні при розробленні рекомендацій і технологічних процесів нанесення відновлювальних покриттів методом ХГН на деталях авіаційних двигунів з титанових сплавів.

В.В. Третьак, О.О. Близнюк

СИНТЕЗ ТЕХНОЛОГІЧНИХ ПРОЦЕСІВ ДЛЯ ОБ'ЄМНИХ ДЕТАЛЕЙ З ВИКОРИСТАННЯМ СТРУКТУРНО-АНАЛІТИЧНОГО МЕТОДУ РОЗПІЗНАВАННЯ ПОДІБНОСТЕЙ

В доповіді представлена схема конструкторської, технологічної і функціональної моделі для роботи технолога при автоматизованому синтезі технологічних процесів з використанням структурно-аналітичного методу розпізнавання подоби для об'ємних деталей. Також представлені варіанти схем і математична модель об'ємної деталі і заготовки для роботи з методами розпізнавання подоби. Математична модель деталі представлена у вигляді трьох компонентів – комплексних, основних і додаткових елементів і їх параметрів. Комплексні елементи представлені у вигляді осесиметричних і призматичних фігур, а також отворів, які відповідні видам операцій механічної обробки – токарній, фрезерній і свердлильно-розточувальній. Представлена схема і математична модель основних елементів, які входять до складу комплексних - циліндр, торець, площина, контур і т. д. Представлена схема і математична модель додаткових елементів - виточок, пазів, канавок, фасок, які розміщені на основних і їх обробку можна починати тільки після попереднього формування основних елементів. Розглянуті елементи представлені у вигляді ієрархічної системи даних. Представлена схема і математична модель об'ємної заготовки. Представлений варіант програмної реалізації при призначенні припусків і допусків об'ємної заготовки. Представлений варіант тестового розрахунку. Представлена схема і математична модель технологічного процесу механічної обробки. Функціональна модель представлена у вигляді структурно-аналітичної моделі розпізнавання подоби. Розглянуті можливості діалогового, напівавтоматичного і автоматичного проектування даним методом. Розглянуті переваги і недоліки методу. Розглянута схема і алгоритм рішення задачі структурно-аналітичним методом. Розглянуті типи властивостей-предикатів, які використовуються у програмі. Розглянуті варіанти представлення даних у вигляді бінарного дерева рішень. Представлені екранні форми розробленої програми. Представлено варіант тестового розрахунку програми. Розглянуті варіанти використання технологічного процесу у вигляді таблиці і у вигляді бінарного дерева рішень.

УДК 621.313.322-82

П.М. Макаров

КОНСТРУКЦІЯ І ТЕХНОЛОГІЯ СТВОРЕННЯ ТА ВІДНОВЛЕННЯ РОТОРІВ ГІДРОАГРЕГАТІВ

В основі проектування гідрогенераторів лежить концепція вузлового складання агрегату на станції. У процесі збирання дуже важливо зберегти форму обода ротора у вигляді кола. Спотворення форми ротора може призвести до аварій із зачепленням ротора за статор, руйнуванням полюсів та обмоток статора, а також до зміни величини повітряного зазору у радіальному та осьовому напрямках і, як наслідок, демпферна система, що розташована у полюсах ротора, зазнає значних перевантажень.

Для забезпечення надійної роботи гідроагрегату та зменшення його вібрації існує два способи відновлення форми ротора: центрування шляхом зміщення валу гідроагрегату та переклинування ротора. На практиці, з метою оптимізації ремонту гідроагрегатів, використовують другий спосіб, а саме гаряче розклинування обода ротора. При цьому важливо дотримуватися температурної різниці між ободом та остовом ротора, яка складає 60°C, а також забезпечити величину діаметрального натягу (4 мм) обода щодо відносно остова.

Розглянемо детальніше процес відновлення форми ротора методом гарячого переклинування. Напочатку ведуться підготовчі роботи з виготовлення нових забивних клинів обода ротора із забезпеченням припуску на подальше доопрацювання за результатами вимірювання фактичних розмірів пазів під установку клинів в обід і остов ротора. Нагрів обода необхідно здійснити до мінімального перепаду температур між ободом і спицями остова для забезпечення демонтажу забивних клинів.

Для демонтажу старих клинів піднімаються вгору всі забивні клини (по два на кожній спиці), потім виймаються по одному на кожній спиці, а вісім клинів фіксуються від опускання. Далі охолоджується обід ротора до вирівнювання температур обода і остова ротора, перевіряється стан клинових смуг і пазів обода. Для забезпечення точності виготовлення нових клинів знімається паспорт розмірів пазів під клини в обід і в клинових смугах остова. Точність всіх вимірювань становить 0,1 мм. Положення ротора під час переклинування і до закінчення робіт не можна змінювати. Далі ведеться підготовка та зачистка до шорсткості Ra 2,5 майданчика на спицях ротора для установки тензорезисторів.

Наступним кроком є видалення старих клинів, встановлення нових забивних клинів у вільні пази з попереднім забиттям клинів "нахолодно" до зникнення зазорів. При цьому проводиться замір отриманих механічних напружень у спицях.

Виконується гаряче розклинування обода ротора із забиванням кожного із забивних клинів на однакову величину, що забезпечує створення необхідного діаметрального натягу між ободом і остовом ротора та уникнення зміщення обода ротора відносно остова. Контроль цього процесу здійснюється за допомогою тензорезисторів. При необхідності потрібно охолодити обід ротора до вирівнювання температур обода і остова ротора.

Виступаючі кінці забивних клинів обрізаються, виконується приварювання забивних клинів до клинових смуг. При цьому рекомендується залишити зверху максимально можливу довжину клину для забезпечення можливості додаткового забиття клинів в ході подальших капітальних ремонтів гідрогенераторів-двигунів. Далі демонтуються електронагрівачі та елементи теплоізоляційного укриття.

ПОРШНЕВІ ДВИГУНИ ВНУТРІШНЬОГО ЗГОРЯННЯ

УДК 621.43

А.П. Марченко, І.В. Парсаданов, І.В. Рикова

ЕВОЛЮЦІЙНИЙ РОЗВИТОК ДИЗЕЛІВ АВТОТРАНСПОРТУ: ЕКОЛОГІЧНІ ТА ЕКОНОМІЧНІ ПОКАЗНИКИ

На прикладі найбільш поширених у використанні дизельних двигунів вантажного автомобільного транспорту розглянуто вимоги до екологічних та економічних показників цих двигунів, що ставляться, еволюційний їх розвиток за останні десятиріччя та, відповідно, зміну впливу на навколишнє середовище і споживання природних ресурсів. Зазначено, що автомобільний транспорт за обсягом перевезень значно перевершує усі інші види транспорту та є основними споживачами дефіцитних вуглеводневих нафтових палив; і вважається найбільш суттєвими забруднювачем навколишньої атмосфери токсичними речовинами, що містяться у відпрацьованих газах двигунів.

За останні роки при розробці, впровадженні у виробництво та використанні в експлуатації впровадженні суттєві зміни, у конструкції, технології, виготовлення, організації робочого процесу, вдосконалення систем дизельних двигунів, що забезпечують подачу палива і повітря, очистку відпрацьованих газів від шкідливих викидів в навколишнє середовище. Аналіз зміни вимог, досягнутого півня економічних і екологічних показників дизельних двигунів вантажного автотранспорту проведено за допомогою паливно-екологічного критерію.

Дані розрахунків і узагальнення отриманих результатів дослідження надають змогу визначити зміни у витратах на паливо та відшкодування екологічних збитків від шкідливої дії відпрацьованих газів двигунів на навколишнє середовище при виробленні одиниці потужності в експлуатації, коефіцієнт відносних експлуатаційних екологічних витрат, безпосередньо паливно-екологічного критерій та навести кількісну оцінку про еволюційний розвиток дизельних двигунів вантажних автомобілів. За результатами виконаного дослідження встановлено, що паливно-екологічна ефективність дизельних двигунів вантажних автомобілів за останні 30 років зростає у 4,17 рази, головним чином за рахунок зменшення викидів в навколишнє середовище шкідливих речовин відпрацьованих газів.

УДК 621.43

А.А. Лісовал

ПЕРЕДУМОВИ ВИКОРИСТАННЯ ВОДНЮ В УКРАЇНІ В ЕНЕРГЕТИЧНІЙ ТА АВТОМОБІЛЬНІЙ ГАЛУЗЯХ

В статті на підставі світових тенденцій обґрунтовано місце водню і водневих технологій в подальших процесах декарбонізації енергетики і автомобільного транспорту України. Різноманітність способів виробництва, транспортування та зберігання, використання водню різної чистоти вимагають складних компромісних рішень між вартістю технології і кількістю можливих викидів шкідливих речовин у докільля на всіх супутніх етапах застосування цих технологій. Водневе паливо і водневі технології слід позиціонувати як один із напрямів енергетичного переходу галузей економіки на рейки декарбонізації, що приведе до створення кліматично нейтральних технологій. Традиційні поршневі двигуни внутрішнього згорання (ДВЗ) можна модернізувати для роботи на суто водневому паливі, але це потребує застосування нових матеріалів через високу питому енергоємність водню. На шляху спалювання водню в камерах згорання ДВЗ стоять обмеження на викиди оксидів азоту (NOX). Можливий варіант використання суміші водню з природним газом або модернізація двопаливних ДВЗ. Це найбільш реалістичний варіант на поточний час для України. В світлі процесів декарбонізації, головною

перевагою паливних елементів (ПЕ) є відсутність згорання вуглеводнів і відповідно можливість зменшити забруднення атмосферного повітря парниковим газом CO₂. Існуючі ПЕ можуть працювати не лише на водні, а і на природному газі. В енергетиці водневі технології конкурують не з традиційними способами отримання тепла та електричної енергії, а з біоенергетикою, з тепловими насосами, з технологіями уловлювання та зберігання вуглецю та його оксидів. В автомобільній галузі водневі технології конкурують з рідкими і газоподібними біопаливами, електромобілями та гібридами з ДВЗ і акумуляторами. Потенціальні можливості застосування водневих технологій для процесів декарбонізації розкриються тільки після створення ринку продажу водню та відповідної інфраструктури. На сегмент і ціну застосування водневих технологій впливає спосіб вибраного процесу виробництва, складових інфраструктури, які включають зберігання, транспортування і заправні станції. Безпечна експлуатація і впровадження водневих технологій в Україні потребує кваліфікованих інженерних кадрів. Підготовку таких спеціалістів для енергетики і транспорту можуть взяти на себе університети за спеціальністю 142 – енергетичне машинобудування.

УДК 621.436

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

ПРОБЛЕМАТИКА ТА НОВІТНІ ТЕНДЕНЦІЇ ВИКОРИСТАННЯ ТРАНСПОРТНИХ ДВЗ ЯК ЕНЕРГОГЕНЕРУЮЧИХ ЗАСОБІВ ДОВГОСТРОКОВОЇ ПЕРСПЕКТИВИ

Вирішення енергетичних та екологічних проблем є одним з основних завдань сучасного суспільства. Його розв'язання в повній мірі стосується транспортного двигуно- та машинобудування. Тому результати наукової дискусії та управлінських рішень щодо майбутнього енергетичних установок визначають концептуальні положення, напрями удосконалення конструкцій та рівень і якість декарбонізації енергетики в цілому. Розглянувши етапи розвитку способів отримання енергії та загальні аспекти декарбонізації економіки, в даній доповіді, на основі системного підходу, розглянуто тенденції використання двигунів внутрішнього згорання як необхідної енергетичної установки кліматично-нейтрального транспорту. Вказану проблематику подано з аспектів: необхідності переходу від використання джерел енергії викопного походження до масштабного використання відновлювальних джерел енергії; об'єктивного протиріччя між застосуванням відновлювальних джерел та всеосяжним використанням електромобілів як споживачів електричної енергії; залучення двигунів внутрішнього згорання, які залишають вуглецевий слід, до технологічних циклів підтримки кліматично нейтральної транспортної галузі на основі відновлювальних джерел енергії; шляхів реалізації концепції циркулярної вуглецевої економіки, що забезпечує вимоги кліматично нейтральної енергетики при фактичній наявності процесів з вуглецевим слідом. Відповідно існує цілий спектр підходів щодо перспектив подальшого розвитку та використання двигунів внутрішнього згорання як необхідної та невід'ємної частини енергетичного комплексу майбутнього. Кожен з них має власні переваги та недоліки і потребує глибокого аналізу. На цій основі формуються загальні, базові довгострокові перспективи використання двигунів внутрішнього згорання у транспортних енергетичних установках в майбутньому.

УДК 621.436:629.128.6:656.6

П.С. Суворов, Т. В.Тарасенко, В. І. Залож

ОСОБЛИВОСТІ ОЦІНКИ ЕНЕРГОЕФЕКТИВНОСТІ СУДЕН У ВНУТРІШНЬОМУ СУДНОПЛАВСТВІ

Досліджується проблема оцінки енергоефективності внутрішнього судноплавства. Дослідження зосереджені на аналізі сучасного стану та досягненні цілей переходу до еконавігації. Підкреслюється важливість розробки нових стратегій та рішень для підвищення

ефективності судноплавства в умовах енергетичного переходу. Аналізуються існуючі методики та підходи до вимірювання ефективності споживання палива та викидів CO₂, а також вплив енергоефективних технологій на судноплавні системи. Звертається увага на використання альтернативних палив та оптимізацію швидкості як способи зниження споживання палива та викидів. Особлива увага приділяється дунайському судноплавству, де для перевезення вантажів використовуються великотоннажні каравани. Аналізуються технологічні особливості цього виду перевезень та навігаційні умови, що можуть впливати на енергоефективність суден. Пропонуються заходи для покращення ефективності судноплавства. Автори пропонують новий підхід до формування індексу енергоефективності, який враховує специфіку судноплавства, а саме великотоннажні каравани та умови навігації. Цей підхід дозволяє визначити рівень енергоефективності суден у контексті енергетичного переходу, не обмежуючись лише вимірюванням викидів CO₂. Зазначається, що недостатня забезпеченість навігаційних умов може впливати на енергоефективність суден, зокрема шляхом збільшення опору води та необхідності використання більшої потужності для руху. Автори розглядають можливість застосування нових технологій та рішень, які допоможуть знизити споживання палива та покращити енергоефективність суден у таких умовах та пропонують нові підходи до вимірювання та оцінки енергоефективності судноплавства. У результаті проведених досліджень запропоновано підхід до трансформації форми індексу енергоефективності для суден внутрішнього плавання, який дозволяє уникати обмежень вимірювання лише викидів CO₂ і надає можливість комплексного оцінювання енергоефективності суден. Запропонований підхід сприятиме більш точній оцінці та порівнянню різних суден в контексті енергетичного переходу, дозволяючи враховувати їхню продуктивність та витрати палива в реальних умовах судноплавства. Результати дослідження можуть бути корисними для вчених та фахівців у галузі внутрішнього судноплавства для розробки ефективних стратегій та політик з питань зменшення викидів парникових газів та поліпшення енергоефективності суден.

УДК 504.064.4 : 355.695.1 : 621.039.542.4 : 621.039.542.5 : 544-971 : 544.01

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

**МАТЕМАТИЧНИЙ АПАРАТ ДЛЯ МОДЕЛЮВАННЯ ТЕПЛОФІЗИЧНИХ
ВЛАСТИВОСТЕЙ АЛЬТЕРНАТИВНИХ МОТОРНИХ ПАЛИВ З МЕТОЮ
ЕКОЛОГІЗАЦІЇ ДВИГУНІВ ВНУТРІШНЬОГО ЗГОРЯННЯ
(MATHEMATICAL APPARATUS FOR SIMULATION OF THERMOPHYSICAL
PROPERTIES OF ALTERNATIVE MOTOR FUELS WITH THE PURPOSE OF
ECOLOGIZATION OF INTERNAL COMBUSTION ENGINES)**

У дослідженні удосконалено математичну модель, яка описує теплофізичні властивості широкого спектру традиційних та альтернативних видів моторного палива [1]. У цій моделі питома вільна енергія f_m n -компонентної суміші в межах молекулярної теорії збурень (МТЗ), яка враховує складові другого порядку, має вигляд формули (1). Початковим етапом розрахунку властивостей у двофазній n -компонентній системі є визначення щільності ρ_m^* суміші при заданих температурі T і тиску p . Розрахунки фазових рівноваг – визначення складу рідкої (L) і пароподібної (V) фаз і значень їх щільності виконують на основі формальної системи рівнянь виду (2), в якій p_m – тиск суміші; μ_i – хімічний потенціал i -го компонента. Чисельна реалізація математичної моделі здійснюється за допомогою комп'ютерної програми, яка також містить підпрограму розрахунку властивостей в однофазній області (гомогенний стан). Визначено властивості наступних компонентів та їх сумішей: граничні вуглеводні (CH₄, C₂H₆, C₃H₈, n -C₄H₁₀, i -C₄H₁₀, n -C₅H₁₂, i -C₅H₁₂, C₆H₁₄, C₇H₁₆, C₈H₁₈, C₉H₂₀, C₁₀H₂₂); інертні гази (He, Ne, Ar, Kr, Xe); азот N₂; вуглекислий газ CO₂; чадний газ CO; водень H₂; кисень O₂; вода H₂O; сірководень H₂S; бензол C₆H₆ та ін.

where $f_m^{(0)}$ – free energy of an n-component mixture of hard spheres; x_i – concentration (mole fraction) of the i-th component; $\beta = 1/(kT)$; k – Boltzmann constant; $\rho_{ik}^* = \rho\sigma_{ik}^3$ – given particle number density; $T_{ik}^* = (\beta\varepsilon_{ik})^{-1}$; σ_{ik} and ε_{ik} – parameters of initial potentials of intermolecular interaction $u_{ik} = \varepsilon_{ik}\varphi(r/\sigma_{ik})$ (the Lennard-Jones potential is used $\varphi(x)=4(x-12-x^{-6})$); $I_{ik}^{(1)}$, $I_{ik}^{(2)}$ – generalization of group integrals of the first and second orders for mixtures.

УДК 621.436:629.128.6:656.6

О.В. Триньов, Д.Г. Сівих

ОБҐРУНТУВАННЯ СКЛАДУ ПНЕВМАТИЧНОЇ СИСТЕМИ ДЛЯ ЛОКАЛЬНОГО БАГАТОКОНТУРНОГО ОХОЛОДЖЕННЯ ДЕТАЛЕЙ АВТОТРАКТОРНОГО ДИЗЕЛЯ

Серія моторних стендових та безмоторних експериментів, проведених на кафедрі двигунів та гібридних енергетичних установок НТУ «ХП», показали високу ефективність локального повітряного охолодження теплонапружених деталей ДВЗ, зокрема деталей випускного клапанного вузла газорозподільного механізму в автоматизованому режимі. Однак, в проведених випробуваннях використовувався стаціонарний повітряний компресор з живленням від електромережі ~220 В з накопиченням повітря у балоні великої місткості. Реалізація системи локального охолодження на енергетичних установках, в основному потужних вантажних автомобілів, потребує включення в систему автоматичного керування охолодження автономного, встановленого на транспортному засобі пневматичного компресора з електроприводом із живленням від бортової електромережі та накопиченням повітря у ресивері з компактними розмірами.

Проведено огляд конструктивних рішень та аналіз компонентного складу пневматичних систем автотракторних транспортних засобів. Розглянуті вимоги щодо якості та безпеки пневматичних систем транспортних засобів та їх елементів. Наведені технічні характеристики повітряних компресорів. Обрано схему пневматичної системи локального багатоконтурного охолодження деталей автотракторного дизеля. На прикладі обраного повітряного компресора з електричним приводом Maximum Performance 24V компанії ARB (Австралія) виконані оціночні розрахунки часу роботи до робочого тиску у ресивері 10 бар. Визначене електричне навантаження на бортову мережу 24 В транспортного засобу у вигляді витрати струму в середньому за цикл наповнення. Визначений максимальний струм споживання компресором, дана оцінка витрати струму за годину за умови сумірного чередування циклів наповнення ресивера та його спустошення.

УДК 621

М.Є. Рибальченко, Є.В. Білоусов, А.П. Марченко, В.П. Савчук, В.П. Будко

ОБРОБКА ІНДИКАТОРНИХ ДІАГРАМ У ЗАДАЧАХ ПОБУДОВИ ЦИФРОВИХ ПРОФІЛІВ РОБОЧОГО ПРОЦЕСУ СУДНОВИХ ДВИГУНІВ

При експлуатації суднових двигунів внутрішнього згорання широко застосовується процедура індиціювання робочого процесу на визначених режимах експлуатації з подальшим аналізом індикаторних діаграм та порівнянням отриманих результатів з еталонними, отриманими під час заводських випробувань двигуна. Однак загальна тенденція на світовому флоті до зменшення комерційних швидкостей суден з одного боку та використання жорстких графіків руху з іншого боку призвели до того, що в більшості випадків неможливо провести

індиціювання за процедурами, прописаними в правилах технічної експлуатації двигунів. Таким чином, обслуговуючим персоналом втрачається можливість об'єктивно оцінювати поточний технічний стан двигуна та визначити необхідний перелік профілактичних заходів з технічного обслуговування та ремонту, що, безумовно, впливає на ефективність роботи двигунів та безпеку судноплавства загалом. Одним з ефективних шляхів вирішення цієї проблеми є застосування цифрових профілів робочих процесів двигуна, які характеризують їх перебіг у всьому діапазоні робочих режимів. За допомогою цифрового профілю можливо отримати розрахункову еталонну індикаторну діаграму, яка може бути використана для порівняння з отриманою під час планового індиціювання двигуна на будь-якому режимі його роботи. Основою для побудови цифрових профілів можуть слугувати результати приймально-здавальних стендових випробувань двигуна заводом-виробником. Однак, враховуючи досить тривалий термін експлуатації судових двигунів, протоколи випробувань зазвичай існують тільки в растровому форматі, що значно ускладнює обробку наведених у них результатів індиціювання, яке, частіш за все, виконувалося з застосуванням механічних індикаторів. Для використання цієї інформації для побудови цифрових профілів авторами була запропонована методика обробки таких індикаторних діаграм, викладена в попередніх статтях. Однак, ефективність формування цифрових профілів суттєво залежить від якості базових діаграм, по яких ці профілі будуються. Процедурі обробки таких діаграм присвячена дана стаття.

УДК 621

Р.А. Варбанець, Д.С. Мінчев, І.В. Савельєва, А.А. Родіонов, Т.М. Мазур, С.П. Псарюк, В.В. Бондаренко

РОЗШИРЕНІ МЕТОДИ ДІАГНОСТИКИ ДЛЯ СУДНОВИХ ДИЗЕЛЬНИХ ДВИГУНІВ: ДОСЯГНЕННЯ ВІДПОВІДНОСТІ ІМО ЩОДО ДЕКАРБОНІЗАЦІЇ

У цій роботі розглядаються апаратно-програмні методи для моніторингу робочих параметрів морських дизельних двигунів та методи математичного моделювання в режимі онлайн (цифрові двійники) для розрахунку викидів CO₂, NO_x, сажі та інших шкідливих забруднювачів. Демонструється, що вимірювання та аналіз вібраційних діаграм двигуна паралельно з діаграмами газового тиску у циліндрах дозволяє оцінити фактичний час подачі палива та розподіл газів. Отримані дані використовуються для уточнення математичної моделі робочого процесу двигуна, яка визначає показники двигуна та його потужність, а також викиди шкідливих речовин, що потрібно контролювати відповідно до поточних вимог Міжнародної морської організації (ІМО). Автори набули досвіду використання розглянутих апаратно-програмних методів для діагностики морських двигунів під час експлуатації. Описані апаратні та програмні методи були впроваджені у систему реального часу для діагностики морських двигунів. Система розроблена на основі сучасного двоядерного контролера з високою продуктивністю та низьким споживанням енергії, що включає в себе високошвидкісний АЦП, здатний моніторити робочий процес з роздільною здатністю 0,1 градуса обертання колінчастого вала для всіх типів морських головних та допоміжних двигунів. Система також використовує бездротову технологію передачі даних. Сучасний смартфон або планшет на платформі Android/iOS є обчислювально-графічною частиною системи. Ця система реального часу дозволяє використовувати всі переваги паралельного аналізу тиску та віброакустичного аналізу, включаючи визначення ключових робочих параметрів, визначення положення верхньої мертвої точки та оцінку фаз подачі палива та розподілу газів. Крім того, вона використовує переваги використання цифрового двійника - онлайн математичної моделі робочого процесу циліндра двигуна. Зазначені рішення покращують якість діагностики та, в кінцевому підсумку, підвищують ефективність експлуатації морських двигунів, зменшуючи витрати на їх експлуатацію та збільшуючи період безвідмовної роботи.

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

ОЦІНКА ТЕПЛОНАПРУЖЕНОГО СТАНУ ПОРШНІВ ДВЗ З УРАХУВАННЯМ ПОРОГУ ПОВЗУЧОСТІ ЇХ БІЧНОЇ ПОВЕРХНІ

При створенні нових конструкцій двигунів до них висувають усе більш жорсткі вимоги щодо показників питомої потужності та надійності при забезпеченні сукупності інших експлуатаційних показників. Застосування нових конструктивних рішень або перехід на інший матеріал поршня дозволяє значно підвищити можливий рівень форсування двигуна. Це вимагає обов'язкового аналізу теплонапруженого стану конструкції. Саме такий аналіз може показати, чи буде ефективним те чи інше конкуруюче рішення. Дане дослідження показує можливу ефективність застосування певних конструктивних заходів. За об'єкт дослідження прийнято поршень дизеля 4ЧН12/14. Рівні форсування відповідали 20-30 кВт/л. Виконано моделювання температурного та теплонапруженого станів поршня у двох конструктивних виконаннях і для двох матеріалів – сплавів АЛ25 та АК4. Рівень термічних напружень конструкції встановлено в пружній постановці. Отриманні дані дозволяють проводити аналіз стану поршнів і робити висновки на основі концепції гарантованого забезпечення надійності. Проведено аналіз температурного стану у зоні кромки камери згоряння поршня та у зоні канавки під перше поршневе кільце, де можлива втрата фізичної надійності конструкції. Оцінено поріг повзучості матеріалів бічною поверхнею поршня. При аналізі були використані раніше визначені нами межі повзучості матеріалів, що досліджувались. Пояснено факти появи натирів на поршнях в початковий період їх навантажень на основі перевищення порогу повзучості незміцненого матеріалу. Показано, що перевищення порогу повзучості незміцненого матеріалу поршня може мати місце, коли за критеріями температурного стану кромки камери згоряння, зони першого компресійного кільця та порогу повзучості зміцненого матеріалу конструкція є працездатною. За результатами багатоваріантного аналізу зроблено висновки щодо працездатності конкуруючих конструкцій поршня при граничних рівнях форсування дизеля.

В.О. Пильов, О.Ю. Лінков, С.В. Ликов

ВИЗНАЧЕННЯ ЗМІННОГО В ЧАСІ ПОРОГУ ПОВЗУЧОСТІ АЛЮМІНІЄВИХ СПЛАВІВ АЛ25 ТА АК4 ПІД ВПЛИВОМ ТЕРМІЧНИХ НАВАНТАЖЕНЬ

Напрями робіт, що пов'язані з покращенням показників економічності та екологічності при збереженні тенденції збільшення питомої потужності двигунів внутрішнього згоряння, призводять до зростання теплової напруженості деталей камери згоряння і, зокрема, поршня. Це зумовлює випадки втрати параметричної надійності бічної поверхні поршнів як під час експериментальних досліджень, так і під час початкової експлуатації. Такі випадки характеризуються появою натирів в зоні бобишки пальцевого отвору. Вказані факти свідчать за високу актуальність додаткових досліджень властивостей алюмінієвих поршневих сплавів, особливо на початковому етапі термічних навантажень конструкцій. Метою роботи є отримання порівняльних відомостей щодо порогу повзучості матеріалів, перевищення якого викликає деформування бічної поверхні поршня в часі та, відповідно, виникнення непрогнозованого зменшення зазору в парі тертя поршень – дзеркало циліндру. В роботі представлено принципний підхід, за яким визначено поріг повзучості матеріалів в процесі їх зміцнення. Враховано процес повзучості матеріалу на перших двох її стадіях. Досліджено поріг повзучості сплавів АЛ25 та АК4 у їх початково незміцненому та зміцненому з часом стані. Встановлено залежності між рівнем температур і термічних напружень, що визначають пороги повзучості досліджуваних

поршневих алюмінієвих сплавів. Показано, що зміцнення досліджуваних сплавів відбувається протягом перших 10 годин термонапруженого навантаження. Встановлено, що межа повзучості незміцнених сплавів АЛ25 та АК4 є меншою у 1,5–2 рази у порівнянні зі межею повзучості зміцнених матеріалів. Запропоновано підхід до забезпечення параметричної надійності бічної поверхні поршня, який полягає в унеможливленні термонавантаження матеріалу рівнем, що перевищує поріг повзучості незміцнених матеріалів. Представлений підхід рекомендується до використання з урахуванням концепції гарантованого забезпечення надійності конструкцій на початкових етапах їх проектування. Детальне викладення основного матеріалу дослідження подано на прикладі сплаву АК4. Наведений підхід щодо визначення змінного в часі порогу повзучості може бути використаний для довірливих матеріалів.

УДК 621

О.В. Білогуб

ПРОФІЛЮВАННЯ ЗОВНІШНЬОЇ ПОВЕРХНІ ПОРШНЯ

Поршень є однією з головних ресурсоемних і наукомістких частин двигуна внутрішнього згоряння. Його конструкція суттєво впливає практично на всі показники досконалості енергетичної установки з ДВЗ в цілому. Профіль, що правильно спроектовано – є основним параметром, що дозволяє двигуну дати безпечним при перших запусках. Розробка, виробництво та використання поршнів на первинному та вторинному ринках збуту неможливі без проведення відповідних наукових досліджень, які дозволять підвищити конструкторські та технологічні можливості для усіх зацікавлених осіб. Поршні для бензинових ДВЗ легкових автомобілів і надалі домінуватимуть на ринках, що пов'язане з екологізацією транспорту в цілому. Це підкреслює важливість досліджень щодо вдосконалення поршнів ДВЗ з примусовим запалюванням. Раціональне профілювання зовнішньої поверхні є важливою задачею вдосконалення конструкції поршня. Наведено схему технології створення конструкції, що була прийнята в АТ «АВТРАМАТ» (Харківський завод «Поршень») як стандарт підприємства по якому і створювалися поршні, що потім поставлялися на заводи двигунобудівної галузі і в запчастини. Проаналізовано профілі бічних поверхонь поршнів автомобільних ДВЗ, що спроектовані і втілені у виробництво. Аналіз проведено для поршнів діаметром від 72 до 100 мм і висотою від 45 до 73 мм. Показано, що наведені профілі бічних поверхонь в цих поршнях геометрично подібні як вздовж так і перпендикулярно його осі. Показано, що геометрична форма профілю може бути описана поліномами 3-го і 4-го ступеню, що дає можливість простого подальшого використання. При проектуванні профілів майбутніх конструкцій це може бути використано. Наведено формули і алгоритм, за яким можливо розрахувати зовнішній профіль поршнів автомобільних поршневих ДВЗ за 2-ма параметрами – діаметром і висотою.

УДК 621.74.043.06 – 984 (088.8)

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

ЗАСТОСУВАННЯ ЛИТТЯ ВАКУУМНИМ ВСМОКТУВАННЯМ ДЛЯ ВИРОБНИЦТВА ЧАВУННИХ ДЕТАЛЕЙ ДВИГУНІВ ВНУТРІШНЬОГО ЗГОРЯННЯ

Застосування технології лиття вакуумним всмоктуванням (ЛВВ) для чавунів при виробництві деталей двигунів внутрішнього згоряння (ДВЗ) дасть можливість впливати на їх якість та зносостійкість, скоротити витрати металу, зменшити негативні викиди газів. У разі прямого копіювання технології ЛВВ кольорових металів виникають проблеми: по-перше, потребує збільшення потужності пневмосистеми, по-друге, за високої температури розплаву

суттєво падає надійність металопроводу, а загалом, потребують перерахунку температурні інтервали циклічності роботи ливарної установки для її повної автоматизації. За результатами проведеної наукової роботи, автори представляють варіант власного вирішення означених задач.

Для розрахунку надійності металопроводу та усунення внутрішнього застигання розплаву розроблено методику теплового підрахунку часу відведення теплоти перегріву розплаву за різними діаметрами. Розрахунок складається з двох зустрічних етапів: обчислення часу заповнення форми та визначення інтервалу відведення теплоти перегріву. За поставленими крайовими задачами рівняння вирішується методом послідовних наближень. Встановлено, що на швидкість охолодження розплаву в порожнині металопроводу більшою мірою впливає товщина теплоізоляційного прошарку і меншою мірою – висота не зануреної частини труби. Для збільшення зусиль всмоктування пневмосистеми установки розроблено (і запатентовано) компактний газоструминний ежектор, працюючий від цехової системи стисненого повітря, який забезпечує необхідну величину розрядження та здатність повного відведення газів. В якості матеріалу металопроводу для лиття заготовок з чавуну обрали спеціалізований титановий сплав ВТЗ-1, який піддається термічній обробці та використовується для виготовлення деталей, що працюють за високих температур. Випробування показали, що титановий сплав можна надійно використовувати для металопровідів до температур розплаву 1380 °С, з обмеженим часом його нахождення в рідкому металі (після кожного циклу лиття металопровід треба виймати з розплаву з метою стабілізації його термічних напружень). Стійкість металопроводу в режимі “заглиблення – виймання” для чавунів СЧ25 та ВЧ50-1,5 становила 40 заливань за зміну, що дозволяла приєднувати процес ЛВВ до установок автоматизованого розливання чавуну.

На науково-дослідній установці вакуумного лиття отримано вилівки направляючих втулок клапанів дизеля 6ЧН25/34 з чавунів СЧ25 та ВЧ50-1,5, які повністю відповідають Технічним умовам щодо серійних деталей ДВЗ. Відхилень по газовій пористості – немає. Мікροструктура чавуну – сорбітоподібний перліту та малі зерна фериту. Твердість на внутрішній поверхні – 269...285 НВ.

Лабораторні випробування зразків на зношення проводилися на машині тертя СМЦ-2 за схемою пари «диск – колодка», і показали підвищення зносостійкості чавуну отриманого методом лиття вакуумного всмоктування до 20%. Для експлуатаційної оцінки ефективності ЛВВ для направляючих втулок клапанів двигунів внутрішнього згорання проведено стендові випробування в обсязі 100 мотогодин. Після механічної обробки деталі були встановлені на працюючий дизель 6ЧН25/34. Прискорені експлуатаційні випробування показали надійну роботу двигуна та підвищення ресурсу пари тертя “втулка – клапан” на 15 – 30 %. Всі інші механічні властивості деталей та ходові параметри двигуна збереглися в нормі.

УДК 621.

О.В. Грицюк, О.О. Сулима

ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ТА РОЗВИТОК ОРГАНІЗАЦІЇ ВИКЛАДАННЯ ДИСЦИПЛІНИ «ВИПРОБУВАННЯ ДВЗ» В УМОВАХ ЗАСТОСУВАННЯ ДИСТАНЦІЙНОГО НАВЧАННЯ

Продовжено ознайомлення фахівців двигунобудівної галузі, науковців, викладачів, докторантів, аспірантів і студентів навчальних закладів з майже 100-річною історією викладання дисципліни «Випробування ДВЗ». Описані реалії викладання цієї дисципліни в умовах воєнного стану науково-педагогічними працівниками, які виїхали в інші регіони країни з місця постійного проживання і продовжують працювати у дистанційному режимі. Зроблено поділ досвідом організації онлайн занять у синхронному режимі щодо курсу-ресурсу «Випробування ДВЗ» на навчальному сайті ХНАДУ. Показано, що основним критерієм оцінки любих

розробок з ДВЗ, спрямованих на підвищення економічності, енергетичних або екологічних якостей двигунів – є випробування. При цьому велике значення має організація навчального процесу у ЗВО за дистанційною формою, і особливо на період воєнного стану, з визначенням платформи для проведення занять і забезпечення комплексного використання наявних технічних засобів комунікації, сайтів мережі Інтернет, месенджерів та існуючих додатків до операційних систем. Продемонстровано, що при будь-яких несподіванках з відключенням електроенергії гарантоване забезпечення безперебійного дистанційного навчання здійснюється при раціональному застосуванні резервного автономного генератора, портативної зарядної станції та повербанка. При цьому особливу увагу треба приділяти вибору та налагодженню ланцюгів під'єднання складових елементів до створеної системи електроживлення.

УДК 621.

*І.В. Грицук, Д.С. Погорлецький, А.П. Полив'янчук,
І.В. Худяков, В.В. Черненко, О.В. Поліщук*

**ОСОБЛИВОСТІ МЕТОДУ ВИЗНАЧЕННЯ ВИТРАТИ ПАЛИВА
ТА ВИКИДІВ ШКІДЛИВИХ РЕЧОВИН ДВИГУНІВ ТРАНСПОРТНИХ ЗАСОБІВ
З СИСТЕМАМИ ПОДАЧІ БЕНЗИНУ І ГАЗУ
(ДВИГУН АВТОМОБІЛЯ З СИСТЕМАМИ ПОДАЧІ БЕНЗИНУ І ЗРІДЖЕНОГО
НАФТОВОГО ГАЗУ)**

Застосування системи теплової підготовки транспортного двигуна на основі теплового акумулятора фазового переходу дозволяє суттєво знизити витрати палива та викидів шкідливих речовин. В той же час використання систем теплової підготовки для транспортних засобів, працюючих на бензині і зрідженому нафтовому газі, і оцінювання витрати палива та викидів шкідливих речовин в умовах експлуатації не проводилось. В статті розглядаються особливості формування методу визначення витрати палива та викидів шкідливих речовин двигунів транспортних засобів з системами подачі бензину і газу, які оснащені системою теплової підготовки з використанням теплового акумулятора фазового переходу. Виконаний аналіз методів оцінювання витрати палива та викидів шкідливих речовин двигунів з урахуванням формування в умовах експлуатації теплової підготовки. Розроблений алгоритм визначення та оцінювання окремих критеріїв забезпечення в умовах експлуатації теплової підготовки транспортного двигуна. Удосконалено метод розрахунку витрати палива і викидів шкідливих речовин у відпрацьованих газах транспортних засобів з двигунами, переобладнаними для роботи на газовому паливі, оснащені тепловим акумулятором фазового переходу, саме в процесах передпускової і післяпускової теплової підготовки. В результаті реалізації розробленого методу визначення витрати палива та викидів шкідливих речовин двигунів транспортних засобів з системами подачі бензину і газу підтверджено можливість визначення суттєвого зниження в умовах експлуатації часових параметрів теплової підготовки (прогріву) двигуна транспортного засобу і зниження витрати палива (бензин / газ) на прогрів.

АВТОМАТИЧНЕ КЕРУВАННЯ І ДІАГНОСТИКА

УДК 621.45.026

С.В. Єніфанов, О.В. Бондаренко

МОДЕЛЮВАННЯ ДИНАМІКИ ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВОКОНТУРНОГО ДВИГУНА ПРИ АНАЛІЗІ Й СИНТЕЗІ СИСТЕМ АВТОМАТИЧНОГО КЕРУВАННЯ

Процеси проектування, доведення та експлуатації систем автоматичного керування (САК) та діагностування авіаційних двигунів засновані на використанні математичних моделей (ММ). Двигун є складним технічним об'єктом, що складається з багатьох вузлів, спільна робота яких забезпечує робочий процес та визначає параметри робочого процесу (частоти обертання роторів, температуру та тиск у різних перерізах проточної частини, витрату палива й повітря, тягу, потужність та ін.).

Використовувані ММ можна поділити на два класи: статичні й динамічні. Статичні моделі забезпечують визначення параметрів робочого процесу на усталених режимах роботи двигуна. Основною статичною моделлю є нелінійна повузлова ММ, що базується на розв'язанні рівнянь робочого процесу. Динамічні моделі забезпечують визначення параметрів робочого процесу в перехідних режимах, обумовлених зміною зовнішніх та керуючих впливів, а також інших факторів. Областями застосування динамічних моделей є: визначення характеристик прискорення та скидання режиму при проектуванні двигуна; імітація динамічних властивостей двигуна при аналізі систем автоматичного керування; алгоритми керування двигуном; алгоритми визначення невимірюваних параметрів двигунів для керування та контролю технічного стану, а також моніторингу ресурсу; моделювання параметрів двигуна у складі напівнатурних стендів та тренажерних комплексів.

Багато з перелічених областей вимагають застосування динамічних моделей у реальному часі. Це зумовлює такі вимоги до відповідних динамічних моделей:

1. Вхідними параметрами повинні бути керуючі впливи на двигун (витрата основного та форсажного палива, площа критичного перерізу реактивного сопла, положення регульованих направляючих апаратів та клапанів перепускання повітря та ін.), відбори повітря та потужності, параметри атмосферного повітря, швидкість польоту та інші параметри, що впливають.

2. Вихідними параметрами мають бути:

– регульовані та вимірювані параметри двигуна, що обмежуються (частоти обертання роторів, температура газу на виході з турбіни або між її каскадами, тиск на виході з компресора і вентилятора, температура на вході до компресора високого тиску, тиск на виході з турбіни, крутильний момент у випадку турбовального або турбогвинтового двигуна);

– тяга (для турбореактивних двигунів), потужність (для турбовальних двигунів) або еквівалентна потужність (для турбогвинтових двигунів);

– обмежувані параметри, що не вимірюються (температура газу перед турбіною, коефіцієнти надлишку повітря в основній і форсажній камерах згоряння, запаси стійкості каскадів компресора).

3. ММ повинна забезпечувати статичну точність, рівень якої визначається сферою застосування ММ. Так, наприклад, при використанні ММ в алгоритмах керування похибка моделювання повинна бути істотно меншою за необхідну похибку керування на сталих режимах. При використанні ММ для розрахунку невимірюваних параметрів складова похибки визначення невимірюваного параметра на сталих режимах, обумовлена похибкою моделі, повинна бути істотно меншою за допустиму похибку визначення цього параметра.

4. ММ повинна забезпечувати динамічну точність, рівень якої визначається сферою застосування ММ. Так, наприклад, при використанні ММ в алгоритмах керування динамічна похибка моделювання повинна бути суттєво меншою за необхідну похибку керування на перехідних режимах. При використанні ММ для розрахунку параметрів, що не вимірюються, складова похибки визначення невимірюваного параметра на перехідних режимах, обумовлена похибкою моделі, повинна бути істотно меншою за допустиму динамічну похибку визначення цього параметра.

5. ММ повинна мати просту структуру, що забезпечує можливість її використання в системах реального часу, в тому числі й у бортових системах.

6. ММ повинна мати супроводжуючі програмно-методичні засоби, що забезпечують її зв'язок і вихідною нелінійною повузловою моделлю й дозволяють коригувати параметри динамічної ММ при зміні вихідної ММ. Це особливо важливо тому, що при супроводі розробки, випробувань та експлуатації двигуна його розробник використовує саме нелінійну повузлову ММ і змінює її відповідно до змін, що вносяться в двигун.

7. ММ повинна мати здатність до адаптації, тобто зміни (налаштування) її параметрів за зміни режиму роботи двигуна, зовнішніх умов, технічного стану й інших факторів.

8. Програмна реалізація ММ для імітації двигуна має виконуватися за допомогою універсальних програмних засобів, що використовуються в галузі.

9. Програмна реалізація ММ для бортового застосування у складі алгоритмів керування та діагностування повинна мати захист від некоректного функціонування, яке може бути обумовлене введенням некоректних вхідних параметрів.

Запропоновано формувати модель на основі структури, до складу якої входять статична й динамічна підмоделі. Статична підмодель легко адаптується до індивідуальних особливостей двигуна. Динамічна підмодель має лінійну структуру, а її коефіцієнти залежать від режиму роботи двигуна.

Розглянуто деталі формування статичної й динамічної підмоделей ТРДД. Для урахування впливу положення КПП і РНА компресора виокремлено ділянки області робочих режимів, на яких локалізовано статичну й динамічну підмоделі. Як параметр, що визначає режим, обрана частота обертання ротора ВТ. Для урахування впливу польотних умов використано формули зведення, які розповсюджуються як на статичні параметри, так і на коефіцієнти лінійної динамічної підмоделі.

Розроблено деталізовану структуру ММ, яка ураховує перелічені особливості, а також необхідність завдання початкових умов при ініціалізації моделювання.

Виконано програмну реалізацію ММ ТРДД із використанням засобів Matlab Simulink.

Порівняння отриманих за її допомогою результатів моделювання перехідного процесу по витраті палива з результатами, отриманими із використанням нелінійної повузлової динамічної моделі, показало високий ступінь відповідності запропонованої швидкодійної моделі й базової нелінійної повузлової моделі двигуна.

Верифікацію розробленої ММ на реальних даних виконано з використанням результатів стендових випробувань двигуна. Установлено, що наявні статичні похибки пов'язані з індивідуальними відмінностями конкретного екземпляру двигуна та можуть бути усунені шліхом налагодження статичної підмоделі.

Модель адекватно описує характер перехідних процесів. Наявні динамічні похибки зумовлені більш повільним початком перехідних процесів у реальному двигуні, що зумовлює сповільнення зміни частоти обертання ротора ВТ на 0.2 с, частоти обертання ротора НТ і тиску на виході з компресора на 0.3-0.4 с, а тяги на 1 с.

Можливими причинами зазначеного сповільнення зміни параметрів є: затримка тепловіділення в камері згоряння; газодинамічна інерція внаслідок накопичування маси й енергії в об'ємах проточної частини; втрати енергії на нагрівання конструктивних елементів; затримка в зміні радіальних зазорів між робочими лопатками компресора й турбіни під час перехідних

процесів порівняно зі статичними зазорами, які відповідають режимам роботи двигуна, що розглядаються.

УДК 621.45.026

С.В. Єніфанов, О.В. Бондаренко

ОСОБЛИВОСТІ ФОРМУВАННЯ ДИНАМІЧНОЇ МОДЕЛІ ТУРБОВАЛЬНОГО ДВИГУНА

Розробка сучасних цифрових систем автоматичного керування основана на застосуванні математичних моделей (ММ), які використовуються на всіх етапах життєвого циклу – від проектування до експлуатації. Ряд важливих задач вирішується за допомогою математичних моделей силової установки, які моделюють роботу двигунів у складі системи автоматичного керування (САК). Стосовно дводвигунової силової установки вертольота це означає, що ММ має містити підмоделі двигунів, а також вимірювальних, керуючих і виконавчих пристроїв.

Відомі нечисленні публікації про роботи, в яких використовуються такі ММ. Однак вони не містять детальної інформації, достатньої для формування моделі довільної силової установки із заданими характеристиками.

У цій роботі розглянуто задачу формування ММ дводвигунової силової установки вертольота і її програмна реалізація, що забезпечує можливість застосування в системах реального часу.

В процесі аналізу задачі моделювання силової установки вертольоту:

1). Сформовано структуру багаторежимної лінеаризованої ММ турбовального двигуна, яка складається зі статичної і динамічної підмоделей. Статичні характеристики й коефіцієнти лінійної динамічної моделі (ЛДМ) представлено в зведених параметрах у вигляді функцій, аргументами яких є зведені частоти обертання. Ці функції задано на окремих ділянках характеристики. Кожна ділянка має номер N_d і визначається положенням клапанів перепускання повітря з компресора (КПП) й станом регульованих напрямних апаратів компресора (РНА) (фіксоване мінімальне чи максимальне положення, або ділянка регулювання в залежності від зведеної частоти обертання ротора турбокомпресора).

2). Методику моделювання відпрацьовано на спрощеній моделі, складеній із урахуванням експертної інформації про статичні й динамічні властивості двигуна в області базового режиму роботи.

3). Отримано формули, які пов'язують коефіцієнти лінійної динамічної моделі зі значеннями сталих часу роторів і значеннями чутливостей, отриманими зі статичних характеристик. Їх використання забезпечує ефективну перевірку результатів автоматичного формування лінійної динамічної моделі на основі вихідної нелінійної повузлової моделі, із використанням апріорної інформації про характеристики, а також параметрів реального двигуна, зареєстрованих під час випробувань і експлуатації.

4). Визначено перехідні характеристики двигуна за зміною витрати палива й потужності навантаження, які відповідають фізичним уявленням про двигун.

5) Сформовано методику моделювання й структуру ММ дводвигунової силової установки, яка відрізняється поєднанням індивідуальних статичних і лінійних динамічних моделей двох двигунів із єдиною нелінійною динамічною моделлю ротора вертольоту.

6). Запропоновано необхідну для відлагодження ММ силової установки спрощену ММ навантаження, яка забезпечує визначення потужності, яку споживає ротор, залежно від кутів положення лопатей.

На наступних етапах роботи планується реалізувати моделі двигуна й дводвигунової силової установки з використанням характеристик реального двигуна, а також із урахування зворотних зв'язків, що накладає на двигуни система автоматичного керування.

УДК 629.7.085.24, 629.7.035.5, 621.431.75

О.Е. Хрулев

МАТЕМАТИЧНЕ МОДЕЛЮВАННЯ ТА АНАЛІЗ ПАРАМЕТРІВ ПНЕВМАТИЧНОЇ КАТАПУЛЬТНОЇ СИСТЕМИ СТАРТУ З УРАХУВАННЯМ ХАРАКТЕРИСТИК ДВИГУНА ТА БЕЗПІЛІТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА

Незважаючи на значні успіхи у розробці сучасних безпілотних літальних апаратів (БПЛА), для них звичайно не прийнято використовувати універсальні пускові комплекси. Фактично кожен проєкт БПЛА вимагає своєї власної пускової установки, що у багатьох випадках є неефективним. Особливо це стосується порівняно важких тактичних та оперативно-тактичних БПЛА масою від 50 кг та більше, для яких застосовуються переважно пневматичні пускові системи. Для оцінки характеристик пускових катапультних установок БПЛА застосовують прості методи на рівні аналізу чинних сил, проте вони не дають можливості правильно вибрати тип та параметри катапульти для конкретних завдань у заданому діапазоні параметрів БПЛА. За відсутності необхідних методик це призводить до конструктивних помилок, які значно звужують область застосування пускової установки.

Для усунення зазначених проблем розроблено математичну модель пневматичної катапульти, складено та чисельно вирішено диференціальні рівняння руху та зміни газодинамічних параметрів елементів конструкції, виконано аналіз характеристик, обґрунтовано вибір конструктивної схеми та основних параметрів пневматичної катапульти. Шляхом моделювання показано, що для ефективного функціонування пускової установки не потрібно ніякого спеціального ущільнення поршня пневмоциліндра, виток повітря через зазор є контрольованими внаслідок малого часу процесу навіть при високих робочих тисках. Крім цього, визначена допустима мінімальна висота точки кріплення троса на візку над шківом блоку, нижче за яку різко збільшуються навантаження на трос і поршень.

Розроблена модель підтвердила універсальність застосування пневматичної катапульти схеми для оперативних і оперативно-тактичних БПЛА злітною масою від 50 до 250 кг, причому такий широкий діапазон забезпечується тільки регулюванням тиску повітря в ресивері та недоступний в системах інших типів. Водночас якщо підвищення тиску буде обмежено вимогами безпеки, можливість подальшого збільшення злітної маси БПЛА в схемі катапульти, що розглядається, зберігаються шляхом збільшення діаметра пневмоциліндра.

УДК 004.942

В.Ф. Миргород, І.М. Гвоздева

ЗАСТОСУВАННЯ МЕТОДИКИ СИНТЕЗУ РЕГУЛЯТОРІВ З ВЛАСТИВОСТЯМИ РОБАСТНОСТІ

Створення та впровадження систем автоматичного керування контрольованих вихідних змінних стану силових та енергетичних установок, зокрема, побудованих на основі газотурбінних двигунів, складається з декількох етапів, при виконанні яких широко застосовуються засоби математичного моделювання. Одним з найбільш важливих таких етапів є відпрацювання створеної замкненої системи з регуляторами 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. Проблемним питанням є встановлення налаштувань регуляторів, які задовольняють технічному завданню та умовам експлуатації. В поточний час знаходить широке застосування засіб регулювання складних багатовимірних об'єктів керування, якими є газотурбінні двигуни, що заснований на принципі селектору мінімуму витрат палива. При реалізації такого підходу окремі контури регулювання вихідних змінних містять класичні пропорційно-диференційні-інтегральні регулятори, які потребують певного налаштування. Вирішення вказаного завдання загалом становить складне питання багатовимірної оптимізації в умовах обмежень та невизначеності. Існуючі, та вживані інженерні методики налаштування класичних регуляторів загалом дозволяють знайти деяке наближення вирішення такого завдання. Багаторежимність об'єкту керування, що супроводжується зміною його динамічних характеристик, продукує протиріччя між затребуваними рішеннями та можливими за стандартними методиками синтезу регуляторів. Пропонується вирішення вказаного протиріччя шляхом застосування методики синтезу регуляторів, що володіють властивостями робастності, зокрема, до найбільш важливого показника якості систем автоматичного керування газотурбінними двигунами, а саме, запасів сталості.

Вирішені тестові прикладні завдання синтезу регуляторів і моделювання багаторежимного технічного об'єкту на основі газотурбінного двигуна за пропонуваним підходом.

УДК 004.942

В.Ф. Миргород, І.М. Гвоздева

ВИБІР КРИТЕРІЇВ ВИПАДКОВОСТІ ТА ТРЕНДУ В ЧАСОВИХ РЯДАХ

Експлуатація за технічним станом складних технічних об'єктів, якими є силові та енергетичні установки, що побудовані на основі газотурбінних двигунів, потребує безперервного аналізу багатовимірної сукупності вихідних змінних та змінних стану, які загалом становлять часові ряди. Аналіз часових рядів, як один із розділів прикладної статистики, призначений для вирішення низки завдань, із яких найбільш важливим є завдання встановлення відповідних критеріїв випадковості та тренду, що відповідають прикладним застосуванням. Обмеження відомих методів прикладної статистики становить така обставина, що теоретично можливо тільки спростувати гіпотезу, щодо випадковості вихідних даних на певному рівні значимості, який визначає рівень похибок другого роду (хибних тривог). Встановлення рівня похибок першого роду (хибне рішення) становить значні труднощі, оскільки при наявності тренду часовий ряд вже не може бути стаціонарним. Але саме статистичний рівень таких похибок власне визначає потужність критеріїв наявності тренду в часових рядах. Вирішення вказаного протиріччя пропонується шляхом статистичного моделювання часових рядів із лінійним трендом та застосуванням відомих статистик тренду та випадковості для встановлення їх емпіричних розподілів та оперативних характеристик і порівняння критеріїв тренду за їх потужністю. Статистичне моделювання виконано для низки статистик тренду та випадковості, а саме: найбільш поширених параметричних статистик: кореляційного критерію і його модифікацій, критерію Фішера та критерію Стьюдента; та непараметричних критеріїв Вальда-Вольфовітца; Бартлеса; а також критерій інверсій. За результатами статистичного моделювання встановлено, що із параметричних критеріїв найбільшою потужністю володіє критерій Стьюдента, а із непараметричних критеріїв – критерій інверсій. Розуміється, що такі висновки справедливі при виконанні припущень щодо вихідної статистичної моделі породження даних у вигляді суперпозиції лінійного тренду та випадкової складової як вибірки із генеральної сукупності незалежних та нормально розподілених випадкових величин, та відповідного алгоритму обробки відліків часових рядів для формування вирішувальної статистики.

Результати досліджень дозволяють обрати відповідний критерій за його потужністю для вирішення прикладних завдань контролю технічного стану силових та енергетичних установок, що побудовані на основі газотурбінних двигунів.

Чан Мань Хунг

ВИЗНАЧЕННЯ ДІАГНОСТИЧНИХ ОЗНАК АГРЕГАТУ НА ВИПРОБУВАЛЬНОМУ СТЕНДІ

У статті об'єктом дослідження є два основні вузли агрегату AP20H – електрогідравлічний підсилювач (ЕГП) і силовий циліндр (СЦ). Виявлення виникнення та розвитку несправностей у них розглядатимуться на основі ідентифікації параметрів розроблених математичних моделей.

Основні цілі дослідження: ідентифікація параметрів математичних моделей ЕГП і СЦ з використанням різних кроків квантування часу, визначення оптимального кроку квантування часу для чисельного інтегрування диференціальних рівнянь; визначення діагностичних ознак, які найбільш ймовірно впливають на роботу вузлів агрегату при появі різних несправностей.

Для досягнення поставлених цілей були вирішені наступні завдання: розроблені математичні моделі ЕГП, СЦ і імітаційна модель дослідження агрегату на випробувальному стенді; виконана ідентифікація параметрів математичних моделей ЕГП і СЦ методом найменших квадратів (МНК); визначено допустимий крок квантування часу; визначені верхні і нижні допустимі межі параметрів, що ідентифікуються, для справного агрегату; розроблена методика визначення діагностичних ознак, що найбільш ймовірно визначають виникаючі несправності агрегату. Для цього використовуються методи: аналітичні, чисельні, статистичні, теорія гідравлічних систем і теорія ідентифікації систем.

Отримані наступні результати: диференціальні рівняння, що описують переміщення розподільчого золотника (РЗ) ЕГП і вихідної ланки (ВЛ) СЦ; алгоритми ідентифікації параметрів математичних моделей по МНК; визначений допустимий крок квантування часу; розроблена методика визначення діагностичних ознак за допомогою діагностичної карти Шухарта для параметрів математичних моделей.

Наукова і практична новизна отриманих результатів полягає в наступному: розроблені математичні моделі ЕГП і СЦ агрегату; розроблена імітаційна модель агрегату на випробувальному стенді; здійснена імітація різних несправностей вузлів агрегату і виконана ідентифікація параметрів математичних моделей цих вузлів; отримані зміни оцінок параметрів математичних моделей ЕГП і СЦ в залежності від зміни кожного впливаючого фактора; визначені верхні і нижні допустимі межі параметрів і середні значення цих параметрів; визначені діагностичні ознаки, які найбільш ймовірно впливають на роботу агрегату. Показано, що крок квантування часу $\Delta t = 0,01$ (с) забезпечує визначення переміщень РЗ і ВЛ з погрішностями $1,914 \cdot 10^{-6}$ мм і $2,157 \cdot 10^{-5}$ мм.

УДК 681.2

А.Г. Буряченко

РОЗРОБКА КОНТРОЛЬНО-ПЕРЕВІРОЧНОЇ АПАРАТУРИ ДЛЯ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ВИПРОБУВАНЬ РЕГУЛЯТОРА МАЛОРОЗМІРНОГО ГТД

У зв'язку з розробкою АТ «Елемент» нового регулятора, призначеного для управління роботою малорозмірного газотурбінного авіадвигуна, була поставлена задача забезпечити його експлуатацію спеціалізованою контрольно-перевірочною апаратурою. Основною метою розробки зазначеної апаратури було забезпечення оперативної перевірки функціонування регулятора, що проводиться на базі експлуатуючого підприємства.

Розроблений і виготовлений зразок контрольно-перевірочної апаратури складається з апаратної частини та спеціально розробленого програмного виробу, що встановлюється на персональний комп'ютер.

Блок КПА забезпечує імітацію:

- датчиків, встановлених на двигуні та на дозаторі палива (аналогові та частотні сигнали) – 6 каналів імітації датчиків тиску, температури, кута повороту дозуючого елемента дозатора палива, швидкості обертання ротора двигуна;
- виконавчих механізмів – 6 дискретних сигналів;
- ряду сигналів від двигуна та ЛА (у тому числі сигналу керування з бортової системи керування).

Всі імітатори забезпечують відтворення заданих рівнів, діапазонів і похибок сигналів, що надходять в регулятор від взаємодіючих з ним об'єктів. Додатково в блоці КПА передбачена можливість імітувати відмови згаданих об'єктів в експлуатації для перевірки функціонування вбудованої системи контролю регулятора.

Програмний виріб КПА, що встановлюється на персональний комп'ютер:

- в автоматичному режимі зчитує із підключеного регулятора його ідентифікаційний (заводський) номер та номер версії резидентного програмного забезпечення;
- виконує перевірку видачі та прийому регулятором аналогових та дискретних сигналів – автоматично по всьому списку або вибірково за завданням оператора;
- дозволяє оператору дати команду на включення в роботу інтегрованої в блок КПА математичної моделі авіадвигуна і провести перевірку виконання запуску двигуна, підтримки заданого режиму роботи, захисту від перевищення допустимих значень параметрів;
- надає оператору можливість провести в автоматизованому режимі комплектне градування вимірювальних каналів регулятора – каналу вимірювання тиску та каналу вимірювання витрати палива;
- веде запис баз даних та автоматично формує протокол випробувань або комплектного градування вимірювальних каналів, який за командою оператора може бути виведений на друк.

На даний момент виготовлені, пройшли всі випробування та перевірку метрологічних характеристик перші зразки КПА, які забезпечують автоматизацію випробувань нових регуляторів на виробництві та в експлуатації.

УДК 681.2

А.Г. Буряченко
(*A.G. Buryachenko*)

ОГЛЯД ПРОЦЕСУ РОЗРОБКИ РЕГУЛЯТОРА ВЕРТОЛІТНОГО ТУРБУВАЛЬНОГО ДВИГУНА (OVERVIEW OF THE DEVELOPMENT PROCESS OF THE HELICOPTER TURBOSHAFTED ENGINE REGULATOR)

The subject of research was the development of the RDC-450M-117V – the TV3-117VMA-SBM1V digital engine regulator – based on the RDC-450M previously created at the enterprise for the AI-450M engine, taking into account differences in engine characteristics and exploitation conditions. The work purpose was to develop RDC-450M-117V based on information about the aircraft engine characteristics, including refinement of its mathematical model based on experimental data, taking into account the exploitation condition difference. The tasks faced by the developers were to determine the optimal regulator structure in view of exploitation condition, to refine the mathematical model of the engine and study the characteristics of the pump-regulator, to select the optimal processing form for the signal of rotation sensors for torque measuring. The methods that were applied are: experimental engine and pump-regulator characteristics study on the stands of JSC "Element",

JSC "Motor Sich" and on pump-regulator manufacturer's stands; processing of experimental data using numerical simulation with subsequent statistical analysis. The rotation sensors signals experimental data (waveforms) was study using quantitative analysis method. The results. Design and software documentation was developed taking into account the requirements of international standards DO-254 and DO-178C, a prototype of the regulator new modification was made. The engine mathematical model was refined, on the basis of which the stand-imitator of aircraft engines was finalized for a new type of engine. An adaptive algorithm for controlling the pump-regulator has been formed, which made it possible to ensure stable maintenance of fuel consumption, despite the unstable operation of the pump-regulator. Using a quantitative analysis of the torque sensor signal waveforms, characteristic points were found that ensure the choice of the optimal level of comparison (measurement). The pilot regulator prototype passed the tests, including for electromagnetic compatibility and lightning resistance in specialized laboratories of Ukraine. As for now regulator was tested as part of the engine at the Motor Sich JSC stands and as part of helicopter at the foreign customer site, including the first demonstration flight. The scientific novelty of the obtained results are: the clarified engine TV3-117VMA-SBM1V mathematical model was formed and was implemented in stand-imitator; the adaptive algorithm for controlling the pump-regulator has been formed and allowed to provide stable fuel consumption maintenance, despite the pump-regulator unstable operation; the optimal processing form for the signal of rotation sensors for measuring torque was selected. The practical significance. New engine regulator is developed, was tested and it provided the helicopter first demonstration flight.

УДК 004.942

А.В. Дунай, С.Р. Вялов

АНАЛІЗ МЕТОДІВ ПАРИРУВАННЯ ВІДМОВ ДАТЧИКІВ МАЛОРОЗМІРНОГО АВІАДВИГУНА ТА ВИБІР ОПТИМАЛЬНОГО

Управління роботою малорозмірного авіадвигуна є складною задачею, яка вимагає точності, надійності та ефективності. Одним з ключових аспектів цього процесу є забезпечення безперебійної роботи датчиків, що моніторять стан двигуна. Для забезпечення неперебійної роботи системи необхідно мати методи, які здатні ефективно виявляти та компенсувати відмови датчиків.

Один з таких методів, який виявився особливо ефективним, є метод парирування відмов датчиків. Цей метод базується на ідеї компенсації відмови датчика за допомогою іншого параметра.

Альтернативний датчик для вимірювання взаємопов'язаного параметра може бути використаний для оцінки відсутнього або непрацездатного датчика.

В результаті аналізу основних методів парирування відмов датчиків, був зроблений висновок про те, що найбільш ефективним є метод комбінації імітації параметра за допомогою суміжного та використання резервного значення. Даний підхід враховує всі комбінації відмов різних параметрів.

Були виокремлені основні етапи парирування відмови датчиків. До них належать вибір параметрів для імітації, розробка математичної моделі, її калібрування за допомогою експериментальних даних або інженерних розрахунків. Алгоритм імітації використовує виміряні значення доступних параметрів для визначення імітованого параметра. Результати імітації піддаються валідації та тестуванню. Останній етап полягає в інтеграції імітаційного методу в систему управління роботою малорозмірного авіадвигуна. Після впровадження імітаційного методу необхідно забезпечити постійний моніторинг та підтримку його роботи. Особлива увага повинна бути приділена безпеці та надійності системи. Імітаційний метод не є статичним, і його ефективність може покращитись шляхом дослідження та вдосконалення.

Переваги даного полягають у підвищенні надійності та ефективності функціонування двигуна, запобіганні втраті інформації, адаптивності, а також вдосконаленні діагностики. Серед недоліків виділено існування ризиків помилкових вимірювань, комплексність налаштування, обмеження точності, залежність від інших параметрів, вартість та складність системи.

Проведений аналіз імітації окремих параметрів малорозмірного авіадвигуна та запропоновані параметри, заміщення яких при відмові датчиків є доцільним. На прикладі блоку ECU-35 розробки АТ «Елемент» було описано модель заміщення параметра частоти обертання ротора двигуна за допомогою поточної температури газів за турбіною з урахуванням калібрування каналу вимірювання.

Використання інших параметрів для заміщення не було досліджено і може негативно вплинути на надійність роботи малорозмірного авіадвигуна, що може призвести до аварійної ситуації. Таким чином, метод парирування відмов датчиків - це корисний, але й порівняно складний підхід, який потребує додаткових зусиль на етапах проектування та налагодження системи.

УДК 004.4`2

С.Р. Вялов, А.В. Дунай

ПОШУК НАЙБІЛЬШ ОПТИМАЛЬНОГО СЕРЕДОВИЩА ПРОГРАМУВАННЯ МІКРОКОНТРОЛЕРІВ СЕРІЇ STM32 ДЛЯ ЗАСТОСУВАННЯ В АВІОНІЦІ

Сфера авіоніки вимагає впровадження програмного забезпечення найвищого рівня для забезпечення найвищої надійності та безпеки бортових систем. Мікроконтролери серії STM32 надають можливості розробки такого програмного забезпечення. Однак, вибір середовища розробки програмного забезпечення є важливим рішенням, яке може суттєво впливати на ефективність, надійність та продуктивність систем, що розробляються.

Метою даної статті є порівняльний аналіз таких систем програмування як STM32CubeIDE, VisualGDB, IAR Embedded Workbench for ARM, Keil MDK, Arm Development Studio та Simulink на прикладі розробки пристроїв авіаційного застосування на базі мікроконтролерів STM32.

Проведено детальний аналіз та порівняння розглянутих систем програмування на основі визначених критеріїв. Порівняння здійснювалось з точки зору їхньої придатності для авіаційного виробництва, враховуючи особливості цієї галузі. Розглянуто особливості застосування на прикладі компанії АТ «Елемент».

Кожне з розглянутих середовищ розробки програмного забезпечення для мікроконтролерів серії STM32 має свої переваги та обмеження. STM32CubeIDE та VisualGDB є зручними та функціональними середовищами, проте поступаються за надійністю комерційним рішенням. IAR Embedded Workbench та Keil MDK - професійні системи, що надають потужні інструменти оптимізації, налагодження та розробки. Вони є платними, але надають можливості для ефективної розробки. Arm Development Studio також є потужним професійним середовищем, розробленим безпосередньо виробником процесорів. Simulink дозволяє здійснювати моделювання, автоматичну генерацію коду та візуальну розробку, проте не надає деяких необхідних інструментів для реального проєкту.

Як результат, найбільш рекомендованими системами для розробки авіаційного програмного забезпечення на базі STM32 є IAR Embedded Workbench for ARM за рахунок інструментів відлагодження, симуляції та сертифікації компілятора, а також STM32CubeIDE за рахунок наявності інтегрованого інструменту тестування програмного забезпечення, великому рівню інтеграції з мікроконтролерами серії STM32, широкою підтримкою спільноти та розробником та є абсолютно безкоштовним.

Для розробки програмного забезпечення для технологічного устаткування кращим вибором буде VisualGDB за рахунок ергономічності інтерфейсу, швидкодії та наявності інтегрованого інструменту тестування.

УДК 621.452:681.5

І.В. Оганян, С.В. Єніфанов

АНАЛІЗ МЕТОДІВ ПАРАМЕТРИЧНОГО ДІАГНОСТУВАННЯ ГІДРОМЕХАНІЧНИХ АГРЕГАТІВ

Гідравлічні системи (ГС) є важливим компонентом сучасних літальних апаратів (ЛА) та їх двигунів. Вони призначені для керування й передавання потужності в ЛА за допомогою рідини під тиском. До складу ГС ЛА входять такі агрегати, як гідравлічні насоси, гідромотори, виконавчі механізми, гідравлічні акумулятори. ГС авіаційного двигуна є також дуже важливими для керування польотом. Вони використовуються для керування кроком гвинта, реактивним соплом, реверсивним пристроєм та іншими елементами двигунів. Ці системи також включають вузли, аналогічні до тих, які використовуються в основній ГС ЛА. Важливим компонентом, що забезпечує функціонування силової установки ЛА, є також паливна система, яка складається з паливних баків, насосів, фільтрів, зворотних і запобіжних клапанів, агрегатів дозування палива.

Безпека польоту значною мірою забезпечується високими показниками надійності систем ЛА, які безпосередньо залежать від ефективності технічного обслуговування й ремонту. Відмова будь-якої функціональної частини агрегату ГС спричиняє значне ускладнення умов польоту або виникнення аварійних ситуацій. Для забезпечення працездатності агрегату ГС у межах міжремонтного ресурсу й терміну служби із заданою ймовірністю безвідмовної роботи вкрай важливо виконувати своєчасне технічне обслуговування й ремонт до того, як несправності, що розвиваються, переростуть у повномасштабні збої, запобігаючи простоям і підвищуючи загальну надійність. У поточний час найбільш ефективним є обслуговування й ремонт за технічним станом, які дозволяють скоротити кількість технологічних операцій, зменшити вартість ремонтного комплексу деталей і знизити витрати, пов'язані з простоями.

У цій доповіді обговорюються методи параметричного діагностування й локалізації дефектів агрегатів ГС й інших систем, які використовуються на різних етапах життєвого циклу. Описано основні дефекти агрегатів ГС, наведено приклади застосування алгоритмів діагностування в складі комплексних систем керування технічним станом ЛА.

На основі характеру діагностованих дефектів, досвіду використання алгоритмів діагностування, а також вимог діючих стандартів і аналізу наукових публікацій сформовано основні вимоги до методів діагностування агрегатів гідравлічної й паливної систем повітряного судна. З метою систематизації наявних робіт запропоновано класифікацію алгоритмів параметричного діагностування. Описано основні особливості й відмінності алгоритмів діагностування, оснований на методах ідентифікації математичної моделі об'єкту, й алгоритмів діагностування в просторі вимірюваних параметрів. Проаналізовано методи формування діагностичних моделей гідравлічних агрегатів, таких як модель у просторі станів, модель Хаммерштейна, модель Вольтерра, ARX модель, матриця коефіцієнтів впливу. Наведено аналіз використання таких алгоритмів ідентифікації дефектів, як фільтр розділених різниць (DDF), сітка радіальних базисних функцій RBF, метод косинусної відстані.

В представлених методах роботах використовується широкий спектр різних алгоритмів діагностування ГС. В умовах відсутності великого масиву емпіричних даних, які відображають проявлення дефектів, що розглядаються, основою всіх методик є нелінійна ММ ГС, яка спроможна відобразити фізику робочих процесів на достатньому для діагностування рівні. Для зручності діагностування методом параметричної ідентифікації або методом класифікації

в просторі параметрів станів у кожній із проаналізованих робіт використовується вельми складній математичний апарат, який дозволяє перетворити нелінійну ММ ГС до форми, зручної для застосування алгоритмів локалізації несправностей. Однак жоден з методів, що оглядаються, не дає уявлення про ефективність роботи алгоритмів класифікації станів в умовах наявності обмеженої кількості вимірюваних параметрів робочого процесу.

У роботах, пов'язаних із дослідженням алгоритмів класифікації станів агрегатів ГС у просторі параметрів стану, не даються ймовірнісні оцінки приналежності поточного стану виробу до того чи іншого класу, що значно ускладнює процес постановки діагнозу в разі отримання близьких оцінок приналежності поточного стану до різних дефектів. У свою чергу, наведені оцінки ефективності діагностування мають вельми суб'єктивний характер, оскільки жоден із методів не надає критеріїв якості діагностування, таких як вірогідності діагнозів.

Розглянутий метод діагностування проточної частини ГТД дає ймовірнісні оцінки стану, в ряді робіт подається методологія визначення якості діагностування. Однак цей алгоритм базується на абсолютно іншій ММ досліджуваного виробу, яка описує інші фізичні процеси. Також повністю відрізняється склад діагностованих параметрів стану, параметрів робочого процесу, а також характер взаємозв'язків між ними.

Відповідно, для виконання перелічених функцій інтегральних систем оцінювання технічного стану, урахувуючи складність фізичної природи дефектів, що виникають в агрегатах ГС, і недоліки наявних методів діагностування, можна сформулювати основні задачі розробки алгоритмів діагностування для складних гідравлічних агрегатів, наприклад, паливного регулятора:

- Розроблення нелінійної динамічної всережимної гідромеханічної ММ агрегату, здатної повною мірою відтворювати всі режими роботи виробу, на яких виконується контроль параметрів.

- Розроблення методики лінеаризації нелінійної ММ паливного регулятора для зручності її використання з метою діагностування. Для цього методу має бути виконано оцінку похибок лінеаризації й області застосування лінійної діагностичної моделі.

- Розроблення алгоритму діагностування несправностей агрегату на базі його лінійної діагностичної ММ, який є здатним ефективно локалізувати несправності в умовах наявності обмеженої кількості вимірюваних параметрів робочого процесу. При цьому алгоритм має оперувати ймовірнісними оцінками технічного стану виробу, за допомогою яких можна визначити показники достовірності діагностування. Для цього алгоритму має бути оцінено показники його ефективності з використанням тестових вибірок. Реальну ефективність розробленого алгоритму можна оцінити за результатами діагностування, отриманими під час проведення натурних досліджень у процесі виробництва, ремонту чи експлуатації.

УДК 159.944: 378.145

С.П. Борсук, О.М. Рева, Л.А. Сагановська

СТАТИСТИЧНІ ОСОБЛИВОСТІ РОЗПОДІЛУ РІВНІВ ДОМАГАНЬ У СТУДЕНТІВ АВІАЦІЙНИХ ДИСПЕТЧЕРІВ

Роботу присвячено аналізу опитування, проведеного зі студентами авіаційними диспетчерами, яке опису самооцінку їх рівня робочого навантаження. Робоче навантаження визначено, як кількість повітряних суден, що знаходяться під керуванням одночасно. Опитування проведено над сіткою із осями, на яких які представлено кількості повітряних суден та відповідні їм рівня корисності/задоволення. Значення рівнів домагань обчислено із різниць у робочому навантаженні. Описано засади безпеки для ризиків у авіаційних процесах. Висвітлено зв'язок між ризиками та рівнем домагань. Виведено дефініцію рівня домагань для розглянутого дослідження. Пояснені умови та деталі опитування. Роз'яснено різницю між чотирма

чвертями графіків робочого навантаження, наведених респондентами. Обраховано та наведено параметри рівня домагань та базові статистичні показники респондентів. Проведено відповідні тести щодо узгодженості для різних множин початково отриманих відповідей. Розглянуто як уся вибірка, так і її підмножини. Показано, що для повної вибірки усування викидів призводить до значного покращення значення p -value, що дозволяє змінити статус прийняття початкової гіпотези. Список підмножин включає усю вибірку без викидів та рівні домагань, обраховані виключно для позитивної півплощини відповідей згідно осі ординат. Додатково, інші значення було узято для обчислень, а саме: значення жалю (тобто значення на спадаючій половині графіку) та змішані значення рівня домагань та жалю в залежності від того, яке більше за модулем. Значущість нормального та експонентного розподілу доведено для різних варіантів із тих, які наведено вище. Показано, що загальний метод хі-квадрат визнає статистично незначущим експоненційність об'єднання, наведеного останнім. В той же час спеціальний метод Фішера доводить статистичну значущість даних. Описано роль рівня домагань студентів авіаційних диспетчерів у їх оцінюванні та можливій персоналізації освітньої стратегії. Підтверджено важливість урахування людського чинника під час проведення подібних опитувань. Обговорено зв'язок між рівнем домагань та жалем у запропонованій комбінації. Наведено висновки за отриманими результатами. Запропоновано напрямки подальших досліджень.

УДК 621.45.026

Я. С. Веклич, О. В. Бондаренко, С. В. Єніфанов

ДОСЛІДЖЕННЯ АЛГОРИТМУ СИНХРОНІЗАЦІЇ ДВИГУНІВ ВЕРТОЛІТНОЇ СИЛОВОЇ УСТАНОВКИ

Більшість вертольотів розроблено за дводвигуновою схемою. Двигуни, які встановлюються на вертоліт, можуть відрізнятися за своїми параметрами. Унаслідок цього, при однакових значеннях витрати палива кожен з двигунів буде забезпечувати різні значення параметрів робочого процесу. Тому однією з найважливіших вимог до керування силовою установкою вертольота є синхронізація режимів роботи двигунів з метою підвищення ресурсу головного редуктора й узгодження виробітку ресурсу двигунів.

Вибір параметру робочого процесу, за яким виконується синхронізація, є досить складним завданням. У сучасних електронних САК синхронізація може відбуватися за крутильними моментами або температурами. Синхронізація за крутильними моментами відбувається для рівномірного навантаження на редуктор та для зменшення механічних витрат у трансмісії. Синхронізація за температурами відбувається для встановлення однакових температурних умов для відповідних вузлів, що забезпечує рівномірність вичерпання ресурсів обох двигунів.

Аналіз задачі синхронізації двигунів дводвигунової силової установки вертольота дозволяє сформулювати основні специфічні вимоги до ММ, необхідної для її розв'язання. За своїм складом, ММ має відповідати загальному складу силової установки, тобто містити в собі підмоделі двигунів, трансмісії, несучого гвинта вертольота, а також САК. ММ має адекватно відображати статичні й динамічні властивості цих компонентів в області режимів роботи, характерній для синхронізації. Для автономного аналізу й синтезу алгоритмів синхронізації до складу вхідних параметрів ММ мають входити керуючі параметри, за допомогою яких планується реалізувати синхронізацію, та параметри, за якими планується виконувати синхронізацію. Алгоритми синхронізації є часткою зворотних зв'язків, що їх накладає САК на двигуни. Для моделювання взаємодії алгоритмів синхронізації з іншими алгоритмами керування підмоделі САК має містити у своєму складі усі контури керування з їх алгоритмами. Динамічні властивості системи мають бути наближеними до реальних, урахувати динамічні зворотні зв'язки усіх контурів керування, а також динаміку виконавчих пристроїв, що забезпечують зміну витрати палива. Синхронізація спричиняється відмінністю між характеристиками й

параметрами двигунів, що входять до складу силової установки. Тому ММ має відбивати цю причину, тобто підмоделі двигунів повинні бути відмінними одна від одної внаслідок індивідуальних особливостей двигунів.

Для САК газотурбінних двигунів характерним є багатоконтурна структура регуляторів, які замкнені на один і той же керуючий параметр. Характерною проблемою таких систем є можливість виникнення коливань при зміні активного регулятора внаслідок повернення до попереднього активного контуру. Крім того, для усунення статичних похибок керування контури оздоблюють інтегральною складовою, яка може необґрунтовано накопичуватися, коли контур стає неактивним. Як наслідок, коли контур знов стає активним, виникає надлишково інтенсивний керуючий вплив, який призводить до погіршення динамічних характеристик системи й може викликати втрату її стійкості. У роботі розглянуто можливі методи вирішення зазначених проблем та запропоновано впровадити гістерезис при зміні активного контуру керування, а також додатковий внутрішній зворотний зв'язок у регуляторі, який зменшує або робить рівною нулю інтегральну компоненту.

Синхронізація значень крутильних моментів відбувається за допомогою ПІ-регулятора. Для унеможливлення необґрунтованого зростання інтегральної складової синхронізатора моментів та зниження частоти обертання синхронізація відбувається при досягненні розузгодженням крутильних моментів певного значення.

XXVIII МІЖНАРОДНИЙ КОНГРЕС ДВИГУНОБУДІВНИКІВ

Тези доповідей

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

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

Підписано до друку 24.08.2023 р.
Формат 60x84^{1/16}. Друк цифровий
Умовн.-друк. арк. 1,4. Облік.-вид. арк. 1,62. Наклад. 100 прим.
Замовлення 24-08 Ціна вільна

Видавець

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

Виготовлювач

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

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